

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH BEZPILONTNÍHO ROTOROVÉHO PROSTŘEDKU

DESIGN OF UAV ROTORCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE
DIPLOMA THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

MAXIM VACEK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

DOC. ING. LADISLAV JANÍČEK, PH.D., MBA

BRNO 2007

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Vacek Maxim

který/která studuje v **magisterském studijním programu**

obor: **Letadlová technika (2301T004)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh bezpilotního rotorového prostředku

v anglickém jazyce:

Design of UAV Rotorcraft

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Pro návrh bezpilotního létajícího prostředku použijte koncepci rotoru v prstenci a vyřešte způsob vyvažování reakčního momentu při zachování maximální kompaktnosti konstrukčního řešení. V aerodynamickém návrhu analyzujte zejména efekt prstence na aerodynamické charakteristiky rotorového prostředku. Navrhněte vhodnou pohonnou jednotku, konstrukční řešení bezpilotního prostředku a umístění monitorovacího zařízení(kamery, fotoaparátu). Stanovte základní letové výkony, parametry stability a říditelnosti. Navrhněte rotorové lože, systém řízení nosného rotoru a motorové lože. Řešení doložte výkresovou dokumentací.

Cíle diplomové práce:

Na základě požadavků předpisů FAA a EASA a analýzy praktické využitelnosti, navrhnout experimentální bezpilotní létající prostředek s rotujícími nosnými plochami, který by byl vhodný pro průzkumné a monitorovací účely.

Seznam odborné literatury:

Michail, L. Mil: Projektovanie vertoljotov I, II, III

Raymon, W. Prouty: Helicopter Performance, Stability and Control

/

Vedoucí diplomové práce: Ing. Ladislav Janíček, Ph.D., MBA

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2007/08.

V Brně, dne 26.11.2007



prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

LICENČNÍ SMLOUVA POSKYTOVANÁ K VÝKONU PRÁVA UŽÍT ŠKOLNÍ DÍLO

uzavřená mezi smluvními stranami:

1. Pan/paní

Jméno a příjmení:

Bytem:

Narozen/a (datum a místo):

(dále jen „autor“)

a

2. Vysoké učení technické v Brně

Fakulta strojního inženýrství

se sídlem Technická 2896/2, 616 69, Brno

jejímž jménem jedná na základě písemného pověření děkanem fakulty:

.....

(dále jen „nabyvatel“)

Čl. 1

Specifikace školního díla

1. Předmětem této smlouvy je vysokoškolská kvalifikační práce (VŠKP):

- ☐ disertační práce
 - ☐ diplomová práce
 - ☐ bakalářská práce
 - ☐ jiná práce, jejíž druh je specifikován jako
- (dále jen VŠKP nebo dílo)

Název VŠKP:

.....

Vedoucí/ školitel VŠKP:

.....

Ústav:

.....

Datum obhajoby VŠKP:

.....

VŠKP odevzdal autor nabyvateli v *:

- | | | |
|---|---|-----------------------|
| <input type="checkbox"/> tištěné formě | – | počet exemplářů |
| <input type="checkbox"/> elektronické formě | – | počet exemplářů |

* hodící se zaškrtněte

2. Autor prohlašuje, že vytvořil samostatnou vlastní tvůrčí činností dílo shora popsané a specifikované. Autor dále prohlašuje, že při zpracovávání díla se sám nedostal do rozporu s autorským zákonem a předpisy souvisejícími a že je dílo dílem původním.
3. Dílo je chráněno jako dílo dle autorského zákona v platném znění.
4. Autor potvrzuje, že listinná a elektronická verze díla je identická.

Článek 2

Udělení licenčního oprávnění

1. Autor touto smlouvou poskytuje nabyvateli oprávnění (licenci) k výkonu práva uvedené dílo nevýdělečně užít, archivovat a zpřístupnit ke studijním, výukovým a výzkumným účelům včetně pořizování výpisů, opisů a rozmnoženin.
2. Licence je poskytována celosvětově, pro celou dobu trvání autorských a majetkových práv k dílu.
3. Autor souhlasí se zveřejněním díla v databázi přístupné v mezinárodní síti
 - ☐ ihned po uzavření této smlouvy
 - ☐ 1 rok po uzavření této smlouvy
 - ☐ 3 roky po uzavření této smlouvy
 - ☐ 5 let po uzavření této smlouvy
 - ☐ 10 let po uzavření této smlouvy(z důvodu utajení v něm obsažených informací)
4. Nevýdělečné zveřejňování díla nabyvatelem v souladu s ustanovením § 47b zákona č. 111/ 1998 Sb., v platném znění, nevyžaduje licenci a nabyvatel je k němu povinen a oprávněn ze zákona.

Článek 3

Závěrečná ustanovení

1. Smlouva je sepsána ve třech vyhotoveních s platností originálu, přičemž po jednom vyhotovení obdrží autor a nabyvatel, další vyhotovení je vloženo do VŠKP.
2. Vztahy mezi smluvními stranami vzniklé a neupravené touto smlouvou se řídí autorským zákonem, občanským zákoníkem, vysokoškolským zákonem, zákonem o archivnictví, v platném znění a popř. dalšími právními předpisy.
3. Licenční smlouva byla uzavřena na základě svobodné a pravé vůle smluvních stran, s plným porozuměním jejímu textu i důsledkům, nikoliv v tísní a za nápadně nevýhodných podmínek.
4. Licenční smlouva nabývá platnosti a účinnosti dnem jejího podpisu oběma smluvními stranami.

V Brně dne:

.....
Nabyvatel

.....
Autor

Anotace

Diplomová práce se zabývá aerodynamickým návrhem vrtule v prstenci. Přínosem práce je rozpracování metody výpočtu vlivu prstence na vrtuli. Práce obsahuje statistický rozbor charakteristik srovnatelných rotorových prostředků, který byl použit pro odhad základních dispozičních parametru.

Dále práce obsahuje analýzu praktické využitelnosti, přehled možného platícího zařízení, přehled vhodných pohonných a řídicích jednotek. Hlavní část se zabývá aerodynamickým výpočtem parametru proudu a vrtule. V závěrečné části jsou spočítané základní parametry letových výkonu.

Annotation

The Diploma thesis is concerned with aerodynamic design of the ducted fan. The aim of this thesis is to compile the method of the calculation for the effect of ducted fan. The thesis includes the statistical analysis of compare Rotorcraft, which is used to support the proposal of the basic design parameters.

The next part of the thesis contains practical utilization, view of the possible pay load, view of the suitable engines and control units. The main part is concerned whit aerodynamic calculation of the stream and fan parameters. In the last part of the thesis, basic parameters of flight performances are calculated.

Klíčová slova: Vrtule v prstenci, bezpilotní rotorový prostředek, aerodynamický návrh.

Key words: Ducted fan, VTOL UAV, aerodynamic design.

MÍSTOPŘÍSEŽNÉ PROHLÁŠENÍ:

Místopřísežně prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování diplomové práce a že jsem celou diplomovou práci, včetně příloh, vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury.

V Brně dne 12. 10. 2008

.....
Maxim Vacek

PODĚKOVÁNÍ:

Na tomto místě bych rád poděkoval svému vedoucímu diplomové práce panu Doc.Ing.Ladislavu Janíčkovi, Ph.D.,MBA Také všem dalším kteří mi pomohli při řešení této práce. Dále bych chtěl poděkovat svým rodičům a přátelům za podporu po celou dobu studia na této škole.

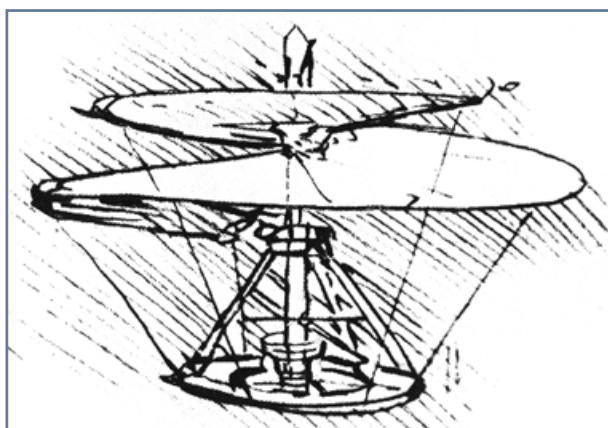
1 Obsah

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY	0
1 Obsah	8
2 Úvod.....	10
2.1 Vývoj vrtule v prstenci	10
2.2 Cíle projektu	14
3 Analýza praktické využitelnosti:	14
3.1 Obory využití:.....	15
3.2 Možné platící zařízení	16
3.3 Certifikace	17
4 Návrh koncepce rotorového prostředku.....	18
4.1 Základní tvar.....	18
4.2 Muška	18
4.3 Pohonná jednotka	18
4.4 Hmotnostní odhad	20
5 Aerodynamický výpočet parametrů proudu v kanále	21
5.1 Vstupní veličiny:	22
5.2 Návrh vstupních parametrů proudu	22
5.3 Výpočet hlavních rozměrů a parametrů proudu	24
5.4 Návrh profilové mříže na středním průměru rotoru prvního stupně	27
5.5 Výpočet lopatkování rotoru prvního stupně	31
5.6 Výpočet výkonu přiváděného na hřídel.....	35
5.7 Výpočet kroucení listu.....	35
5.8 Souhrn vstupních a výstupních parametrů nízkotlakého kompresoru.....	38
6 Kontrola modelového výpočtu nízkotlakého kompresoru.....	39
6.1 Ideální propulsor.....	39
6.2 Odvození kontrolních vztahů	39
6.3 Kontrolní výpočet.....	40
7 Letové výkony	42
7.1 Dostup.....	42
7.2 Horizontální rychlost	45
7.2.1 Horizontální tah při cestovním výkonu:.....	46

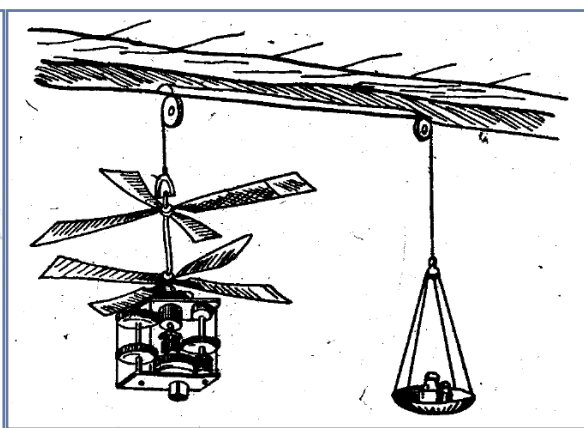
7.2.2	Horizontální tah při maximálním výkonu:	47
7.3	Dolet a vytrvalost	47
7.3.1	Vytrvalost v režimu visení	47
7.3.2	Vytrvalost a dolet při horizontálním letu cestovní rychlosti	47
7.3.3	Vytrvalost a dolet při horizontálním letu maximální rychlosti	48
8	Návrh statorových lopatek	49
8.1	Volba profilu statorových lopatek	49
8.2	Stanovení sil pro maximální výchylky kormidel.....	52
8.3	Vyvažovací a řídicí výkony	53
9	Závěr	56
10	Seznam použitých veličin	58
11	Literatura a zdroje	61
12	Seznam příloh.....	62

2 Úvod

Představa možnosti létat za pomoci rotujících nosných ploch je zřejmě stejně stará jako lidská touha po létání. Dokládají to i nálezy z Číny, kde byla nalezená hračka s rotujícími plochami ze 4. století př.n.l. Ve 4. století byl v Číně popsán i obecný princip vrtulníku. Ten na svých nákresech popsal taky Leonardo da Vinci [1]. Dalším z badatelů zabývajícím se vrtulí byl i ruský vědec M. V. Lomonosov, který 4. února 1754 podal zprávu o stroji, který vynalezl k zvedání meteorologických přístrojů do výše. Tento stroj byl zhotoven v červenci téhož roku, ale pouze jako model zavěšený na kladkách a odlehčený protizávažím, avšak prokázal schopnost plnit funkci [2].



Helikoptéra Leonarda da Vinciho



Lomonosův aerodynamický stroj

Od té doby do začátku 20. století prodělala vrtule značný pokrok a poprvé byla využita jako nosný rotor vrtulníku roku 1938.

Systém „vrtule v prstenci“ se začal vyvíjet pro jeho příznivé vlastnosti zvýšení tahu při malých rychlostech, nebo snížení Machová čísla na vrtuli při vyšších rychlostech.

2.1 Vývoj vrtule v prstenci

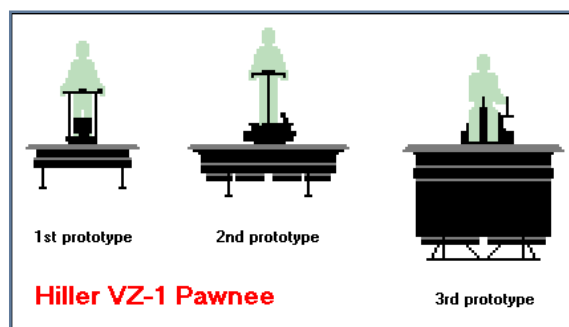
Přehled vyvíjených systémů a jejich praktická využití :

- **Hiller VZ-1 Pawnee:** Toto, kolmo startující, rotorové zařízení využívá dva protiběžné ventilátory v prstenci. Pilot stojící nad vztlačovou plochou ovládá směr a stabilitu změnou svého těžiště. Dopředná rychlost se vyvíjela náklonem platformy v požadovaném směru. Při testování se prokázalo, že platforma je dynamicky stabilní, i přes vysoko položené těžiště. Byly vyvinuty 3 prototypy pro americkou armádu, od sériové výroby však



Hiller VZ-1 Pawnee

armáda ustoupila pro nedostačující výkony (malá rychlost, žádný dostup – let pouze s přízemním efektem, nekompaktní)
Letové výkony viz. příloha 1: Přehled vyvíjených rotorových prostředků.



Verze prototypu VZ-1

- **Piasecki VZ-8 AirGeep:** stroj byl navrhován jako „neviditelné“ nadzemní vozidlo a bylo v té době jako jediné testováno v poli. Dosahovat mohl až 120km/h a nebyl již závislý na přízemním efektu.



Piasecki VZ - 8 Airgeep

- **Cypher:** S rozvojem robotiky se v devadesátých letech začal vyvíjet bezpilotní prostředek pro armádu i civilní sektor. Využívá technologii fly-by-wire, autonomní režim letu, změna a držení pozice pomocí GPS. K jeho bezpečnosti a efektivnosti provozu přispívá koncepce uzavřené vrtule v prstenci. Cypher je koncipován pro svou variabilitu k průzkumným, sledovacím či přepravním účelům.



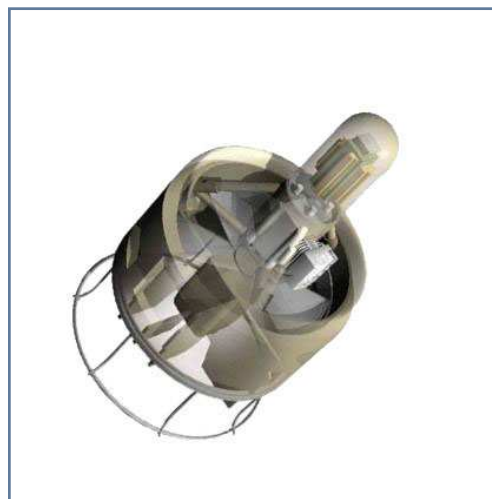
Cypher

- **Micro Air Vehicle – MAV:** Tento bezpilotní prostředek je vyvíjen agenturou DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) jako miniaturní průzkumný prostředek k vyhledávání a zaměřování vojenských cílů v blízkém okolí. S jeho max. hmotností 7,7kg je tento prostředek vhodný k přepravě v batohu jako individuální výbava vojáka.



MAV

- **Organic Air Vehicle – OAV:** Další z vyvíjených vojenských prostředků v rámci programu Future Combat System – FCS. Tento je koncipován pro menší akční rádius s možností startu z vozidel či vrtulníků.



OAV

- **OAV- II Golden Eye** Tato nová řada je vyvíjena ve třech verzích GE50, GE80 a GE100 každá ke konkrétním vojenským účelům.



GE50



GE80



GE100

OAV-II

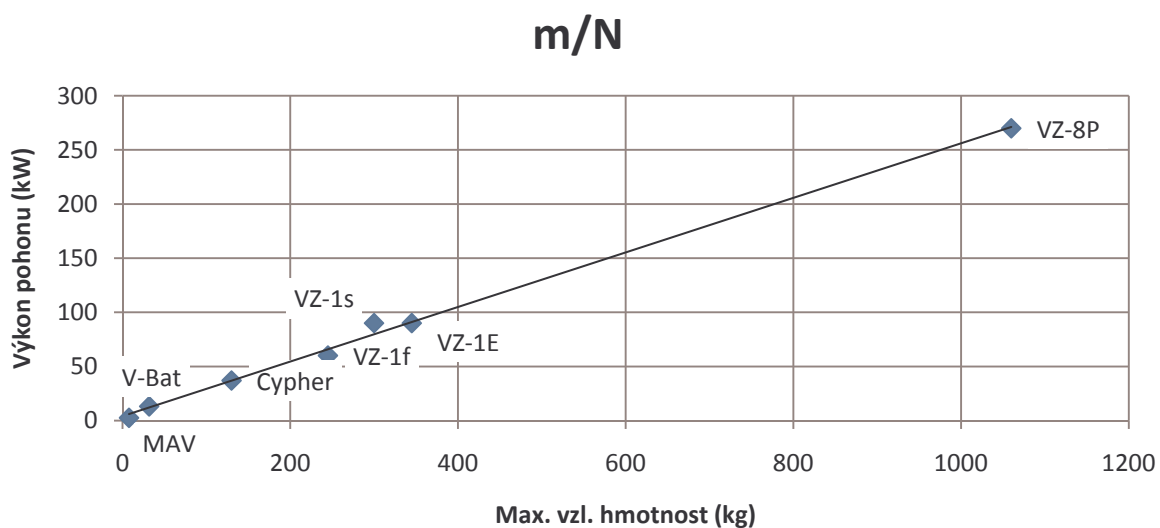
- V-Bat** Jde o jeden z mála bezpilotních prostředků vyvíjených pro civilní sektor firmou MLB Co. Vyznačuje se originálním řešením letounu s kolmým startem a přistáním s možností visení. Stabilita visení i přechod do horizontálního letu je automatizován. Letoun je také schopen autonomního letu a visení na souřadnici. Dále poloautomatického režimu, kdy operátor mění pouze letovou hladinu a souřadnice polohy, nebo manuálního ovládání (kromě stability) pro lokální přelety, start a přistání. Únosnost platíciho zatížení je max. 5lb, vytrvalost v horizontálním letu je 4h a v režimu visení 1h.



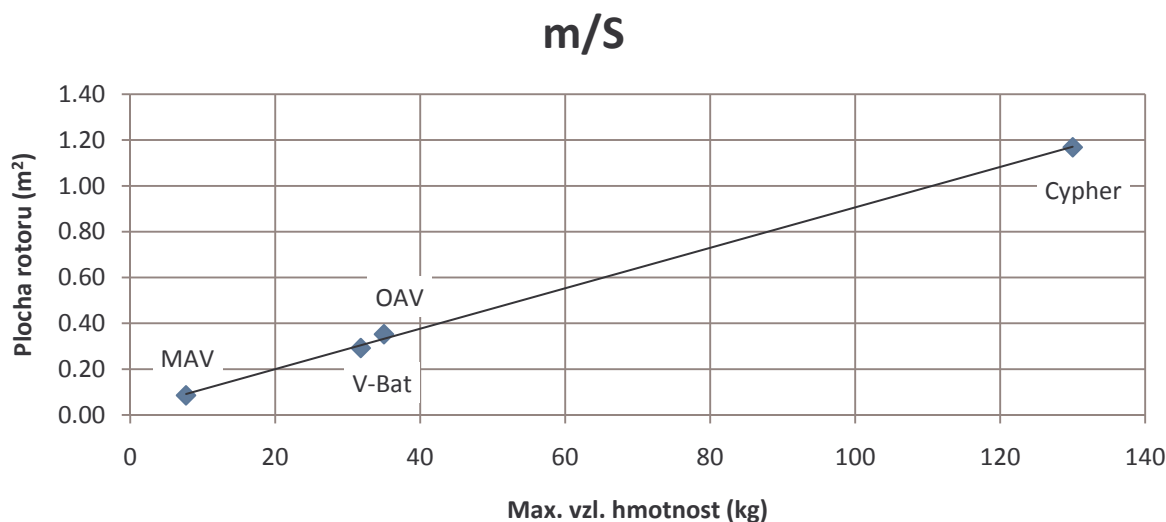
V-Bat

Přehled a srovnání:

	Značka	Typ	Počet nosných rotorů	průměr rotoru [m]	Prázdná hmotnost [kg]	Max. vzl. Hmotnost [kg]	Celkový výkon [kW]	Dostup [m]
1	Pawnee	VZ-1 (first)	2	1.52	167.8	245	60	10
2	Pawnee	VZ-1 (second)	2	2.44	210	300	90	10
3	Pawnee	VZ-1E	2	2.44	255	345	90	10
4	Airgeep	VZ - 8P	2	2.26	835	1060	270	900
5	Cypher	0	2	1.22	0	130	37	2400
6	MAV	0	1	0.33	6.7	7.7	2.5	3200
7	OAV	I	1	0.67	31.5	35	0	2400
8	Golden Eye	50	1	0	0	0	0	0
9	Golden Eye	80	1	0	0	0	0	0
10	Golden Eye	100	1	0	0	0	0	0
11	V-Bat	0	1	0.61	25	31.8	13.1	4572



graf 2.1



graf 2.2

Z tohoto přehledu je patrný masivní vývoj těchto systémů ve Spojených státech Amerických. Jinde ve světě se mi povedlo nalézt pouze několik málo těchto prostředků vyvíjených pro civilní sektor, avšak pouze amatérská videa či fotografie bez bližších informací.

2.2 Cíle projektu

Bezpilotní, autonomní zařízení, na obsluhu nenáročný provoz:

- kompaktnost
- variabilita
- spolehlivost
- bezpečnost

Primární režim práce: visení

- bez pomocných nosných ploch
- relativně malá dopředná rychlost
- maximální využití efektu prstence
- vysoká stabilita

3 Analýza praktické využitelnosti:

Bezpilotní prostředky se v dnešní době využívají hlavně ve vojenském sektoru, kde snižují riziko boje a stávají se neocenitelnými robotizovanými pomocníky. Jejich základním úkolem je průzkum, zaměřování cílů, retranslace komunikačních kanálů, přeprava nákladu, hlídkování ale i aktivní boj s výzbrojí.

V této práci se ale budeme zabývat hlavně jejich civilním využitím, kde ještě nenastal tak velký rozmach jak ve vojenství.

3.1 Obory využití:

- **Hasiči**
 - Hlídkování nad rozsáhlými lesy zda stoupající dým je ze začínajícího požáru, či táborového ohně
 - Koordinace při hašení lesních požárů vyhledáváním žhavých a skrytých ohnisek požárů termokamerou
 - Sledování osob v postižené oblasti (rychle nalezení zraněných, či dopadení žháře)
- **Záchranáři**
 - Vyhledávání ztracených osob v nepřístupném terénu (horská služba)
 - Průzkum oblastí postižených záplavami, zemětřesením, sopečnou činností
 - Doprava balíku první pomoci uvízlým osobám
- **Policie**
 - Sledování dopravní situace
 - Sledování demonstrací, sportovních událostí a jiných veřejných shromáždění
 - Zajištění bezpečnosti zjišťováním přítomnosti chemických a radioaktivních zbraní
 - Průzkum okolí na přítomnost zbraní (dnes využívané ve vojenství)
 - Sledování okolí při zásahu
- **Celní zpráva**
 - Nelegální přechod hranic
- **Komerční využití**
 - Geografické snímkování (real. kanceláře, Geodezie, stavebnictví...)
 - Sledování dálkového vedení elektřiny, ropy, plynu
 - Hlídkování rozsáhlých areálů, zemědělského hospodářství
 - Revize velkých staveb (mosty, komíny, jiné velké stavby)
 - Televizní společnosti a filmová studia
 - Reklamní agentury
 - Archeologové a památkáři

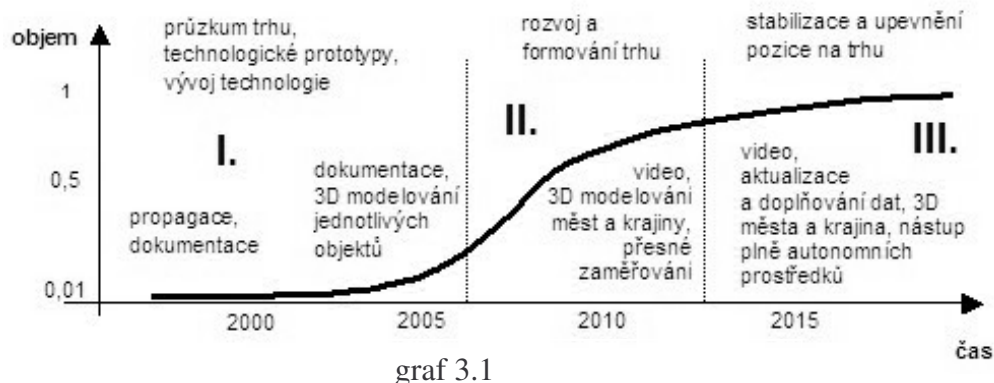
Většina těchto potřeb je v dnešní době zajišťována vrtulníky a letadly, což je z finančního a bezpečnostního důvodu náročné, ne-li nepřijatelné. Pilotované prostředky jsou omezeny jak předpisy (minimální letová výška, požadavky na pilota) tak fyzikálními možnostmi (povětrnostní podmínky, přiblížení).

Další možností je využití RC modelů letadel a vrtulníků. Ty se, díky vyspělosti dnešních technologií a jejich dostupnosti, stávají možnou alternativou k pilotovaným prostředkům. Mají ale také své nevýhody, jako je bezpečnost (rotory, vrtule), dostupnost vhodné VPD, akční rádius (pouze na viditelnou vzdálenost), únosnost (běžné RC modely nepočítají s větším platícím zařízením). Takto získaná data proto nedosahují kvalit z pilotovaných prostředků (kvalitní stabilizace, výkonná optika).

Bezpilotní rotorové prostředky využívající vrtuli v prstenci těmito důvody již nejsou toliko omezeny. Pořizovací a provozní náklady mohou být desetinové oproti pilotovaným prostředkům při splnění požadované funkce. Nároky na provozní operátory budou daleko menší, riziko zranění téměř žádné a navíc zde bude možnost nasadit tyto prostředky do lidem nepřístupných oblastí jako jsou oblasti zamořené radioaktivitou, chemickým únikem, oblasti aktivní sopky atp.

Při širším průzkumu různých odvětví by se jistě ukázaly další možnosti využití tohoto prostředku. Díky jeho univerzálnosti, finanční dostupnosti lze najít jeho alternativní nebo zcela nové využití.

Podle odhadu perspektiv rozvoje této oblasti od firmy Aerodata s.r.o. je pokrytí přízemního prostoru do 200 m téměř žádné a vzhledem k rychlosti vývoje potřebných technologií by mohl rozvoj vypadat takto[3]:



3.2 Možné platící zařízení

Fotoaparát
Kamera
Stereoskopní kamera
IR kamera
Chemické senzory
Radiální senzory

Přehled dostupného vybavení:

	GD 170 (UAV Vision)	CM 280 (UAV Vision)	CM 380 (UAV Vision)	GOM 400 (UAV Vision)
				
Hmotnost	900g	3.8kg	4.5kg	3,8kg
Vnější rozměr	D170/H180	W345/H370/D280	W430/H463/D380	W395/H391/D130
Počet stabilizovaných os	2	2	3	3
Azimut	360°	360°	360°	360°
Elevace	90°	270°	270°	270°
Optický zoom	26x			
Noční provoz				

	D-STAMP(CONTROP)	ESP - 600C (CONTROP)	ESI - 1 (CONTROP)	DSP - 1 (CONTROP)
				
Hmotnost	650g	12.3kg	13.1kg	26kg
Vnější rozměr		D300	D300	D320
Počet stabilizovaných os	2	3	3	3
Azimut				
Elevace				
Optický zoom	10x	15x	16x	
Noční provoz				ANO

3.3 Certifikace

Možnosti certifikace systému UAV jsou prozatím stále omezené. Normy pro UAV stále chybí. Stávající certifikace se provádí pouze na existující předpisy CS-23 a CS-VLA s tím, že maximální hmotnosti omezující tyto kategorie mohou být vyšší [5]. Maximální vzletová hmotnost UAV pro certifikaci na CS-VLA může být zvýšena ze 750kg na 1500kg a z 8600kg na 35000kg při certifikaci na CS-23. Hlavním předpokladem pro certifikaci je splnění zásad bezpečnosti, jinými slovy: Riziko letu nad obydleným územím nesmí být větší než při letu pilotovaným letadlem ekvivalentní kategorie – bezpečnost, spolehlivost, hlavní cíl certifikačního procesu konstrukce. Riziko kolize rovněž nesmí být větší než v případě pilotovaného letadla stejné kategorie – záležitost provozní certifikace.

4 Návrh koncepce rotorového prostředku

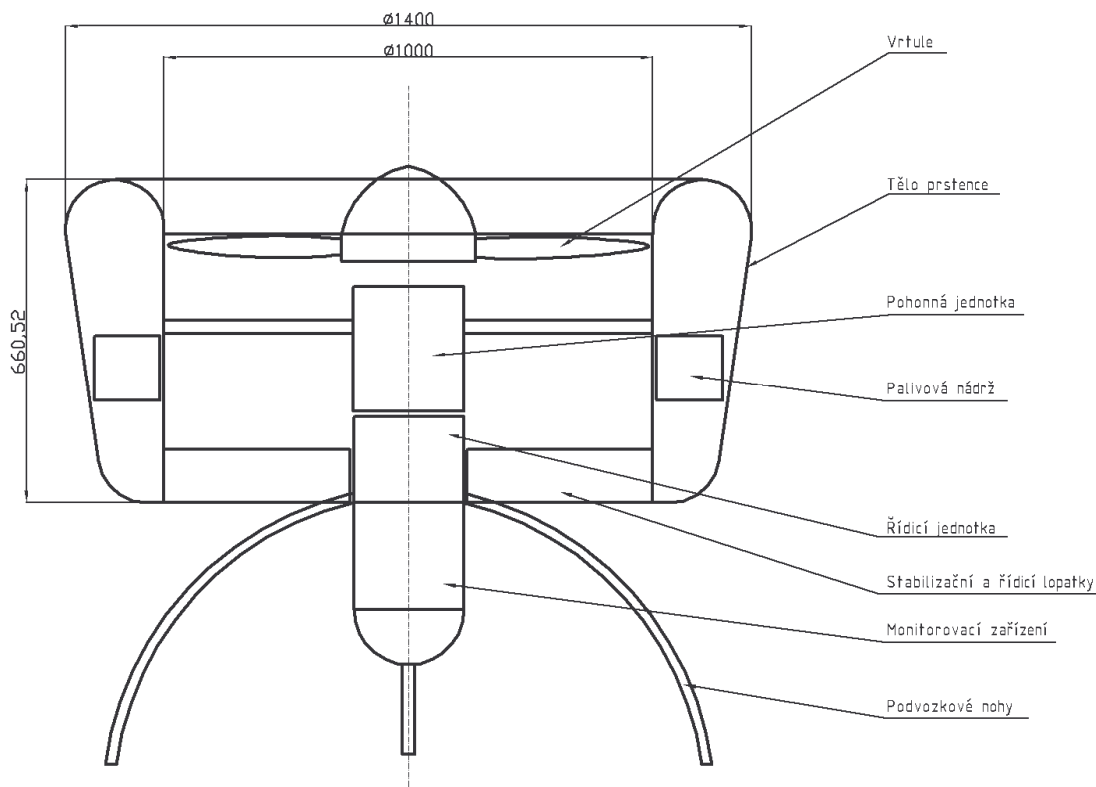
4.1 Základní tvar

Pro navrhované účely se nejvíce hodí uspořádání vrtule v kanále s větším poloměrem zakřivení vstupního hrdla. Pohonná jednotka i stabilizační lopatky budou umístěny uvnitř prstence. Palivová nádrž bude umístěna uvnitř prstence po obvodu.

Třínohý podvozek bude ukotven v rámu pod motorovým ložem.

Řídící a komunikační jednotka budou pod motorovým ložem. Servomotorky aktivního řízení budou umístěny v prstenci po obvodu. Anténa a senzory řízení budou v těle prstence. Monitorovací zařízení bude montováno do závěsu pod stabilizátory.

4.2 Muška



4.3 Pohonná jednotka

Pohonná jednotka by měla splňovat bezpečnostní normy pro letecký provoz, nenáročnou údržbu, kompaktnost, dostupnost.

Potřebný výkon by se měl pohybovat okolo 30kW.

Přehled dostupných pohonných jednotek požadovaného výkonu:

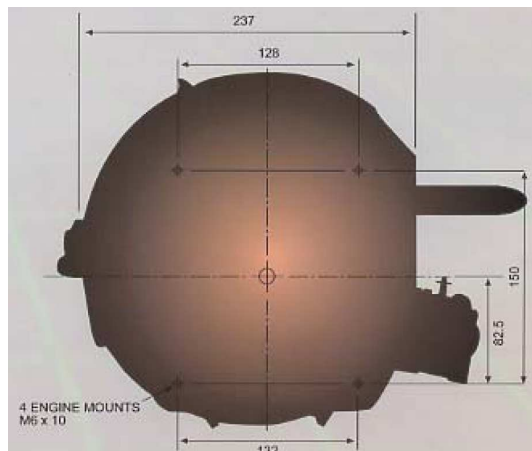
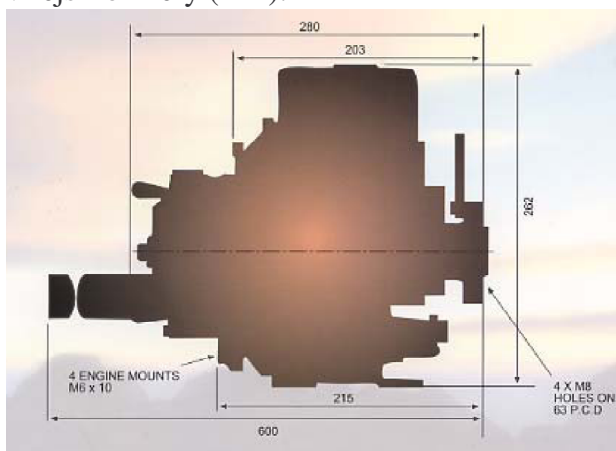
Motor:	Výkon	Typ	Hmotnost	Otáčky
Rotax 447	29,5kW (40hp)	Dvoutakt	32,9kg	6800 RPM
3W 342 B2 TS	22,06kW (30hp)	Dvoutakt	8,82kg	6500RPM
AR741	28kW (38hp)	Vankel	10,7kg	7800RPM

Volím motor AR7 – 38 BHP od firmy UAV ENGINES. Tato firma vyvíjí pohonné jednotky speciálně pro bezpilotní prostředky s důrazem na minimální vibrace.

Hlavní výhody této pohonné jednotky oproti pístovým motorům jsou příznivý poměr výkonu ku hmotnosti, nízké radiální vibrace, malé zastínění kanálu.

**Technické specifikace:**

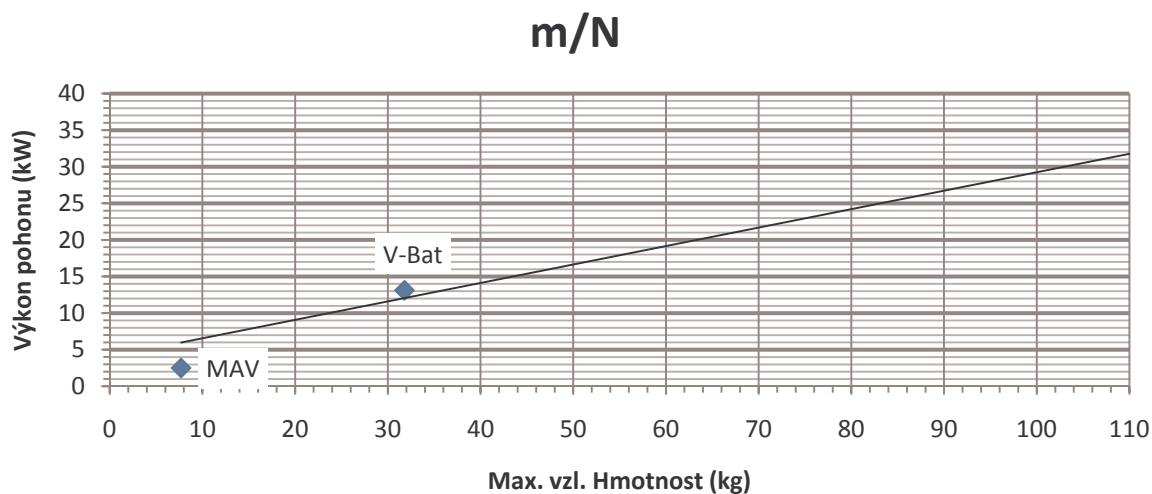
Typ motoru:	Jednorotorový Vanklův motor
Obsah:	208ccm
Výstupní výkon:	38 hp při 7800rpm
Výkon cestovního režimu:	30,4 hp při 6240rpm
Hmotnost:	10,7kg (23,5lb) bez generátoru
Spotřeba paliva:	0,2585kg/bhp/h při maximálním výkonu 0,2359kg/bhp/h při cestovním režimu
Úroveň vibrací:	Nulové radiální vibrace
Vnější rozměry (mm):	



4.4 Hmotnostní odhad

Díl	Materiál	Hustota	Objem	Hmotnost (kg)	Poloha dílčího těžiště v ose z
Prstenec	kompozit	1.9kg/m ²	8m ²	15.2	168mm
Motor				10.7	223mm
Generátor				0.5	265mm
Startér				0.5	265mm
Akumulátor	12V/4AH	1,7kg	1ks	3.4	370mm
Vrtule + rot. Hlava	kompozit			2.5	0mm
Palivo	Benzín	750kg/m ³	28l	21	195mm
Kormidla	kompozit			3,7	429mm
Motorové lože	Dural	2.85g/cm ³	2940cm ³	9	340mm
Řídicí jednotka				1	429mm
Platící zařízení				14.2	500mm
Celková odhadovaná hmotnost bez platícího zařízení:				65.8kg	
Výsledná poloha těžiště vzhledem k rovině vrtule:					275,06mm

Předpokládám symetrické uložení a vyvážení všech součástí na osovou polohu těžiště. Maximální vzletovou hmotnost volím 80kg. Odhad ze statistiky dovoluje maximální hmotnost pro daný výkon až 100kg.



graf 4.1

5 Aerodynamický výpočet parametrů proudu v kanále

Cílem výpočtu je stanovit základní aerodynamické charakteristiky systému vrtule v kanále a ověřit tento výpočet s modelovým výpočtem vrtule v prstenci dle existující a dostupné metody (Teorie ideálního propulsoru a ideální vrtule [2], dle Kuročkina [4]). Vzhledem k tomu, že neexistuje standardizovaný výpočtový postup, budeme vycházet z předpokladu podobnosti této soustavy s nízkotlakým dmýchadlem.

Primárním úkolem je ověřit tuto metodu výpočtu tažné vrtule v kanále. Analyzovat základní aerodynamicko-výkonové možnosti systému.

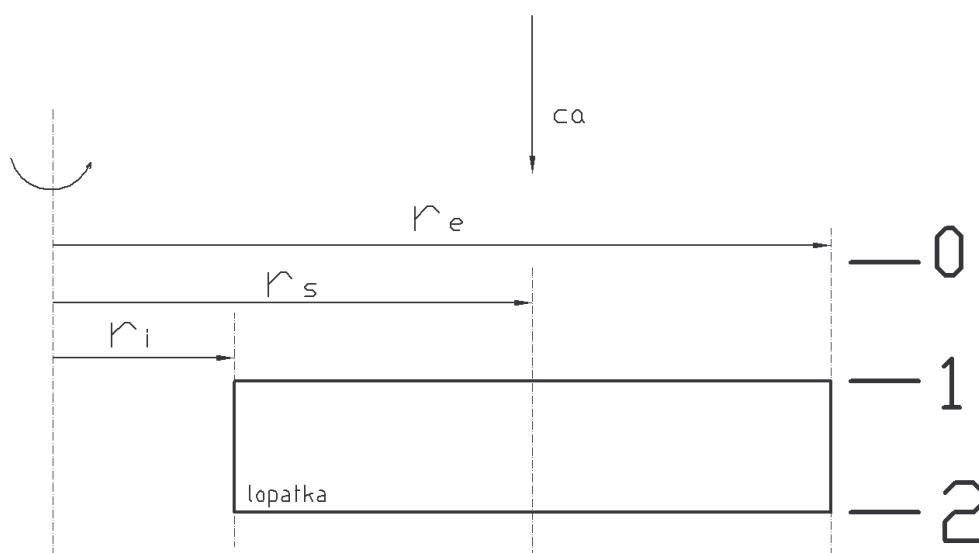
Tento modelový výpočet provedeme pro ustálený režim visení v nulové výšce MSA, na středním průměru vrtule s obdélníkového tvaru, stavitelnou na zemi.

Výstupní hodnoty: rozložení rychlostního pole podél vrtule, vstupní a výstupní rychlosti, tlakové rozložení, hlavní rozměry. Tyto parametry budou dále použity pro návrh statorových lopatek, které budou využívány jakožto prvky vyvažování reakčního momentu a zajišťující klopení pro směrové řízení.

Systém nebude obtékán jako rotor vrtulníku díky prstenci. I když zde bude určitá horizontální složka rychlostí, která bude proudění okolo vrtule ovlivňovat, budeme toto ovlivnění pro prvotní výpočte zanedbávat. Proto není nutné řešit kloubově zavěšené listy rotoru, je možné použít vrtuli s pevnými listy.

Celý výpočet nejprve provedeme pro vzorový příklad [6], pro ověření správnosti výpočtového modelu. Následně tento model přepracujeme pro námi požadované parametry. Kontrolu výpočtu provedeme podle teorie ideálního propulsoru v troubě [2].

Náčrt výpočtových oblastí:



5.1 Vstupní veličiny:

Vstupní veličiny volím na základě předběžných odhadů, pro nulovou stoupací rychlost a v nulové výšce MSA.

Hmotnost:	$m_{tow} = 80kg$	
Rychlost zvuku v 0 MSA:	$a_0 = 340.3m \cdot s^{-1}$	
Rychlost letu (stoupání):	$V_0 = 0m \cdot s^{-1}$	
Machovo číslo pro režim visení:	$M_0 = \frac{V_0}{a_0}$	$M_0 = 0$
Plynová konstanta vzduchu:	$r = 287.053J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$	
	$k = 1.4$	
	$c_p = \frac{k}{k-1} \cdot r$	
Hustota vzduchu v 0 MSA:	$\rho_0 = 1.225kg \cdot m^{-3}$	
Tlak vzduchu v 0 MSA:	$p_0 = 101325Pa$	
Teplota vzduchu v 0m MSA:	$T_0 = 288.15K$	

5.2 Návrh vstupních parametrů proudu

Úloha je zadána hlavními parametry kompresoru tj. průtokové množství, stlačení a účinnost jsou vstupními (požadovanými) parametry.

Účinnost kompresoru se odhaduje na $\eta_{kc} = 0.8$ Přesná hodnota by se stanovila měřením.

Potřebný tah soustavy navrhujeme pro maximální vzletovou hmotnost:

$$T_{pot} = m_{tow} \cdot g = 80 \cdot g = 784,532N$$

Průměr rotoru si zvolíme tak, aby nám nevycházeli příliš velké axiální rychlosti a vysoké otáčky:

$$D_{rot} = 1,02m$$

Těmto požadavkům odpovídá hrubý odhad plochy rotoru:

$$S_{rot} = \frac{\pi \cdot D^2}{4} = \frac{\pi \cdot 1,02^2}{4} = 0,817m^2$$

Vstupní axiální rychlost:

$$c_{1a} = \sqrt{\frac{4 \cdot T_{pot}}{\rho_0 \cdot \pi \cdot D^2}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 784,532}{1,225 \cdot \pi \cdot 1,02^2}} = 28m \cdot s^{-1}$$

Tímto je dána potřebná průtoková hmotnost:

$$Q_m = \frac{T_{pot}}{c_{1a}} = \frac{784,532}{28} = 28,02kg \cdot s^{-1}$$

Otáčky vrtule navrhujeme tak, aby nedošlo k překročení rychlosti zvuku na jejím konci

$$n_0 = \frac{a_0}{\pi \cdot D_{rot}} = \frac{340,3}{\pi \cdot 1,02} = 106 s^{-1} = 6370 \text{ min}^{-1}$$

Otáčky volíme oproti maximálním nižší o 30%:

$$n = n_0 \cdot 0,7 = 106 \cdot 0,7 = 74,2 s^{-1} = 4460 \text{ min}^{-1}$$

Obvodová rychlost na vnějším průměru:

$$u_{1e} = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot \frac{D_{rot}}{2} = 2 \cdot \pi \cdot 74,2 \cdot \frac{1,02}{2} = 238,2 m \cdot s^{-1}$$

Přírůstek tlaku (síla působící na plochu vrtule):

$$\Delta p = \frac{T_{pot}}{S_{rot}} = \frac{784,532}{0,817} = 960,4 Pa$$

Stlačení stupně:

$$\pi_{kc} = \frac{p_0 + \Delta p}{p_0} = \frac{101325 + 960,4}{101325} = 1,009$$

Jedná se o jednostupňový kompresor, kde satorové lopatky nekonají žádnou práce, proto reakce stupně bude:

$$\rho_1 = 1$$

Stavové veličiny před kompresorem:

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 101325 Pa$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) = 288,15 K$$

Vzhledem k tomu, že na vstupu nebudou žádné lopatky, předpokládáme velmi nízké ztráty na vstupní soustavu:

$$\sigma_v = 0,99$$

Stavové veličiny na vstupu do kompresoru:

$$p_{1c} = \sigma_v \cdot p_{0c} = 0,99 \cdot 101325 = 100311 Pa$$

$$T_{1c} = T_{0c} = 288,15 K$$

Celková práce předaná vzduchu v kompresoru:

$$W_{ek} = c_p \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi_{kc}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_{kc}}$$

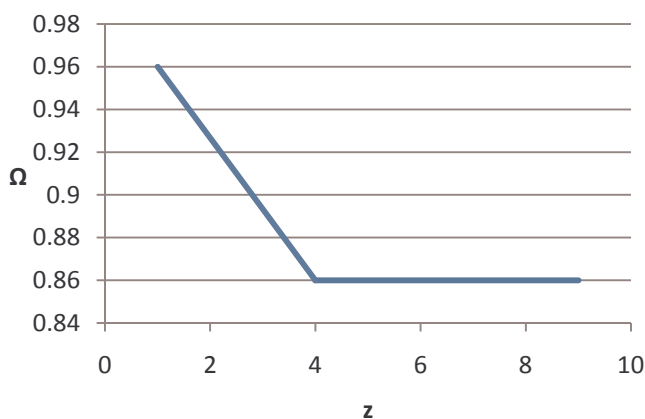
$$W_{ek} = c_p \cdot 288,15 \cdot \left(1,009^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0,8}$$

$$W_{ek} = 976,7 J \cdot kg^{-1}$$

Výpočtová práce pro jeden stupeň:

Součinitel přenesené práce na vzduch se určí podle zařazení stupně v kompresoru. Pro jeden stupeň je:

$$\Omega = 0,96$$



graf 5.1

$$\eta_{mez} \cdot \eta_f = 0,97$$

Kde

η_{mez}
 η_f

- koeficient který uvažuje ztráty třením vzduchu o disk
- koeficient uvažující ztráty v mezeře

$$W_{výp.} = \frac{W_{ek} \cdot \eta_{mez} \eta_f}{\Omega} = \frac{976,7 \cdot 0,97}{0,96} = 986,88 J \cdot kg^{-1}$$

5.3 Výpočet hlavních rozměrů a parametrů proudu

Poměr vnitřního a vnějšího poloměru vrtule si volím s ohledem na potřebný prostor pro stavitelný mechanismus vrtule:

$$v = \frac{D_{li}}{D_{le}} = 0,3$$

Obvodová rychlost na středním průměru:

(následující výpočty budou prováděny pro střední průměr, proto vynecháme index „s“)

$$u_1 = u_{le} \cdot \frac{1+v}{2} = 238,21 \cdot \frac{1+0,3}{2} = 154,84 m \cdot s^{-1}$$

Kontrola poměru:

$$\frac{c_{la}}{u_1} = \frac{28}{154,84} = 0,181$$

Poměr se má pohybovat v rozmezí 0,55-0,7. Toto se nám však nepodaří dodržet kvůli nízké axiální rychlosti, kterou požadujeme na vstupu.

Obvodové složky absolutních rychlostí na vstupu a výstupu z roviny vrtule:

$$c_{1u} = u_1 \cdot \left[(1 - \rho_1) - \frac{W_{výp.}}{2 \cdot u_1^2} \right] = 154,84 \cdot \left[(1 - 1) - \frac{986,88}{2 \cdot 154,84^2} \right] = -3,187 m \cdot s^{-1}$$

$$c_{2u} = u_1 \cdot \left[(1 - \rho_1) + \frac{W_{výp.}}{2 \cdot u_1^2} \right] = 154,84 \cdot \left[(1 - 1) + \frac{986,88}{2 \cdot 154,84^2} \right] = 3,187 m \cdot s^{-1}$$

Absolutní rychlost na vstupu do roviny vrtule:

$$c_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + c_{1u}^2} = \sqrt{28^2 + (-3,187)^2} = 28,181 m \cdot s^{-1}$$

Relativní rychlost na vstupu do rotoru:

$$w_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + (u_1 - c_{1u})^2} = \sqrt{28^2 + (154,84 - (-3,187))^2} = 160,485 m \cdot s^{-1}$$

Stagnační teplota na vstupu:

$$T_1 = T_{lc} - \frac{c_1^2}{2 \cdot c_p} = 288,15 - \frac{28,181^2}{2 \cdot c_p} = 287,755 K$$

Machovo číslo relativní rychlosti na vstupu do rotoru, na středním průměru:

$$M_{w1} = \frac{w_1}{\sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_1}} = \frac{160,485}{\sqrt{\kappa \cdot r \cdot 287,755}} = 0,472$$

doporučuje se, aby $M_{w1} < 0,8$ pro podzvukové stupně.

Statický tlak a hustota na vstupu do rotoru:

$$p_1 = p_{lc} \cdot \left(\frac{T_1}{T_{lc}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 100311 \cdot \left(\frac{287,755}{288,15} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 99831 Pa$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{r \cdot T_1} = \frac{99831}{r \cdot 287,755} = 1,209 kg \cdot m^{-3}$$

Koeficient zahrnující nerovnoměrnost pole osových rychlostí po výšce lopatky a vliv mezní vrstvy se pohybuje v rozmezí 0,97-0,98 pro lopatkování s volným vírem:

$$k_G = 0,97$$

Opravená velikost plochy na vstupu do rotoru:

$$A_1 = \frac{Q_m}{c_{1a} \cdot \rho_1 \cdot k_G} = \frac{28,02}{28 \cdot 1,209 \cdot 0,97} = 0,854 m^2$$

Průměry na vstupu do rotoru:

$$\text{Vnější průměr: } D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot A_1}{\pi \cdot (1 - v^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,854}{\pi \cdot (1 - 0,3^2)}} = 1,093 m$$

$$\text{Vnitřní průměr: } D_{1i} = D_{1e} \cdot v = 1,093 \cdot 0,3 = 0,328 m$$

$$\text{Střední průměr: } D_{1st} = \frac{D_{1e} + D_{1i}}{2} = \frac{1,093 + 0,328}{2} = 0,71 m$$

Výška listu vrtule na vstupu:

$$h_1 = \frac{D_{1e} - D_{1i}}{2} = \frac{1,093 - 0,328}{2} = 0,382m$$

Volím listy obdélníkového tvaru:

$$h_1 = h_2 = 0,382m$$

Výstupní axiální rychlost na středním průměru pro obdélníkové listy:

$$c_{2a} = c_{1a} = 28m \cdot s^{-1}$$

Absolutní výstupní rychlost na středním průměru:

$$c_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + c_{2u}^2} = \sqrt{28^2 + 3,187^2} = 28,181m \cdot s^{-1}$$

Stavové veličiny na výstupu z rotoru:

$$T_{2c} = T_{1c} + \frac{W_{ek}}{c_p} = 288,15 + \frac{976,7}{c_p} = 289,122K$$

Součinitele zachování tlaku ve statoru se odhaduje mezi 0,98 až 0,99:

$$\sigma_{st} = 0,99$$

$$p_{2c} = \frac{p_{1c} \cdot \pi_{kc}}{\sigma_{st}} = \frac{100311 \cdot \pi_{kc}}{\sigma_{st}} = 102285Pa$$

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2 \cdot c_p} = 289,122 - \frac{28,187^2}{2 \cdot c_p} = 288,727K$$

$$p_2 = p_{2c} \cdot \left(\frac{T_2}{T_{2c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 102285 \cdot \left(\frac{288,727}{289,122} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 101796Pa$$

$$\rho_2 = \frac{p_2}{r \cdot T_2} = \frac{101796}{r \cdot 288,727} = 1,228kg \cdot m^{-3}$$

Relativní rychlost vzduchu na výstupu z rotoru, na středním průměru:

$$w_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + (u_1 - c_{2u})^2} = \sqrt{28^2 + (154,84 - 3,187)^2} = 154,213m \cdot s^{-1}$$

Úhly absolutní rychlosti:

$$\alpha_1 = \arcsin \left(\frac{c_{1a}}{c_1} \right) = \arcsin \left(\frac{28}{28,181} \right) = 83,5^\circ$$

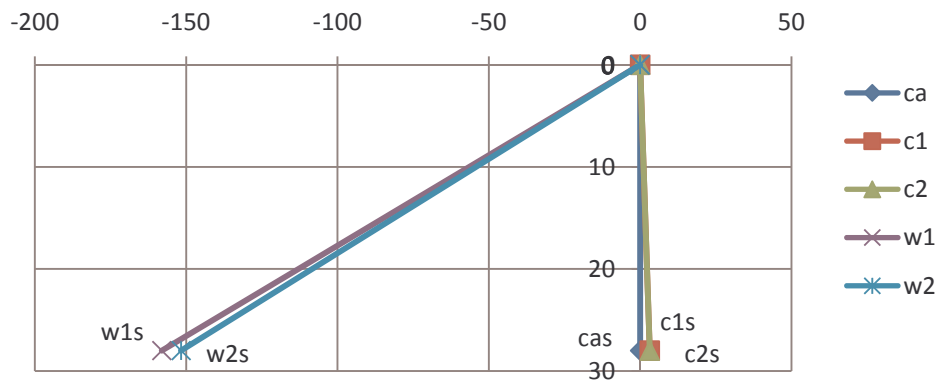
$$\alpha_2 = \arcsin \left(\frac{c_{2a}}{c_2} \right) = \arcsin \left(\frac{28}{28,181} \right) = 83,5^\circ$$

Úhly relativní rychlosti:

$$\beta_1 = \arcsin \left(\frac{c_{1a}}{w_1} \right) = \arcsin \left(\frac{28}{160,485} \right) = 10,048^\circ$$

$$\beta_2 = \arcsin \left(\frac{c_{2a}}{w_2} \right) = \arcsin \left(\frac{28}{154,213} \right) = 10,461^\circ$$

Rozložení rychlostí na středním průměru



Přepočteme otáčky rotoru pro opravené rozměry:

$$n_k = \frac{u_{1e}}{\pi \cdot D_{1e}} = \frac{238,2}{\pi \cdot 1,093} = 4163 \text{ min}^{-1}$$

Průměry na výstupu z rotoru: $D_{2e} = D_{1e} = 1,093m$

$$D_{2i} = D_{2e} \cdot v = 1,093 \cdot 0,3 = 0,328m$$

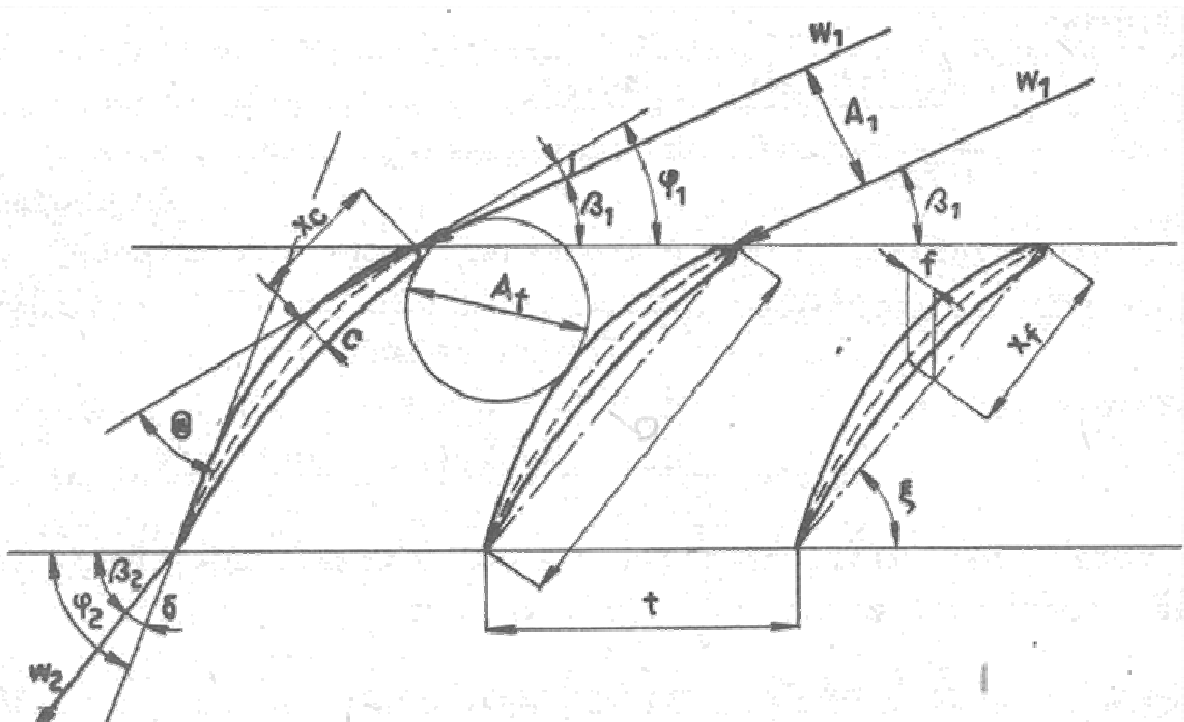
$$D_{2st} = \frac{D_{2e} + D_{2i}}{2} = \frac{1,093 + 0,328}{2} = 0,71m$$

5.4 Návrh profilové mříže na středním průměru rotoru prvního stupně

Znamé hodnoty:

$$\beta_1 = 10,048^\circ$$

$$\beta_2 = 10,461^\circ$$



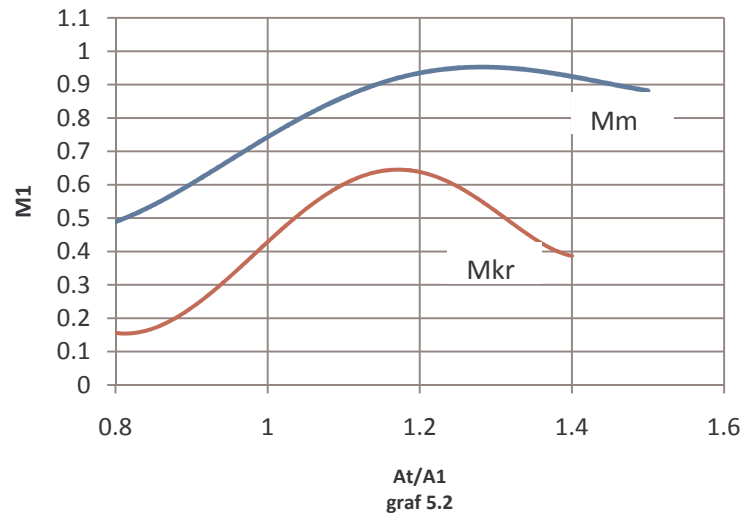
Ohnutí proudu v rotorové mříži:

$$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1 = 10,461 - 10,048 = 0,413^\circ$$

Korekce velikosti ohnutí se pro první interaci volí mezi 0 až 1.

Následně se provede výpočet profilové mříže, nakreslí se střednice v dané poloze a na ni se navine zvolený profil, následně se odečtou velikosti A_t a A_1 . Z jejich poměru se odečtou z grafu 5.2 hodnoty machových čísel M_m a M_{kr} . Tato kritická a maximální machova čísla jsou funkcí pouze poměru ploch A_t/A_1 [6]. Po zjištění poměru:

$$\frac{M_{w1} - M_{kr}}{M_m - M_{kr}}$$



odečteme z grafu 5.3 skutečnou hodnotu korekce ohnutí:

$$\frac{\Delta\beta}{\Delta\beta_k}$$

V našem případě se ovšem poměr A_t/A_1 dostává mimo rozsah experimentálních hodnot z grafu 5.2, kvůli malému úhlu nastavení vrtule a relativně velké rozteči. Budeme-li předpokládat, že průběh machových čísel bude s rostoucím poměrem spíše ustalovat, bude se náš poměr machových čísel pohybovat v malých číslech okolo 0,1 – 0,2, pro které se velikost ohnutí blíží jedničce.

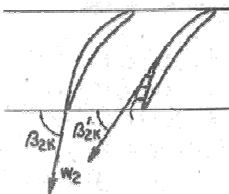
Proto volíme:

$$\frac{\Delta\beta}{\Delta\beta_k} = 1$$

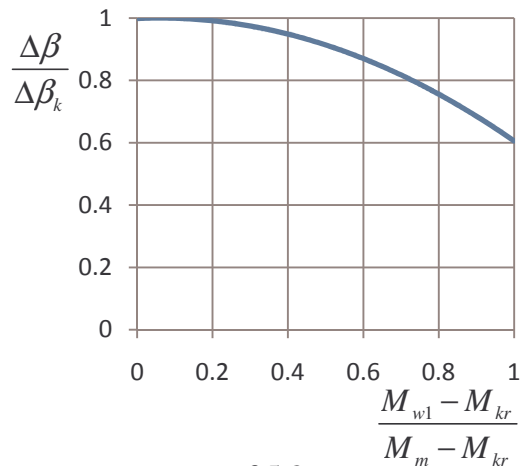
(index „k“ – pro nestlačitelnou tekutinu)

(index “*” – výpočtová hodnota)

Ohnutí mříže se zvětšuje, aby kompresor nepracoval v oblasti odtržených proudů:



$$\frac{\Delta\beta_k}{\Delta\beta_k^*} = 0,85$$



Ohnutí proudu pro případ proudění nestlačitelného vzduchu:

$$\Delta\beta_k^* = \frac{\Delta\beta}{\frac{\Delta\beta_k}{\Delta\beta_k^*} \cdot \Delta\beta} = \frac{0,413}{0,85 \cdot 1} = 0,516^\circ$$

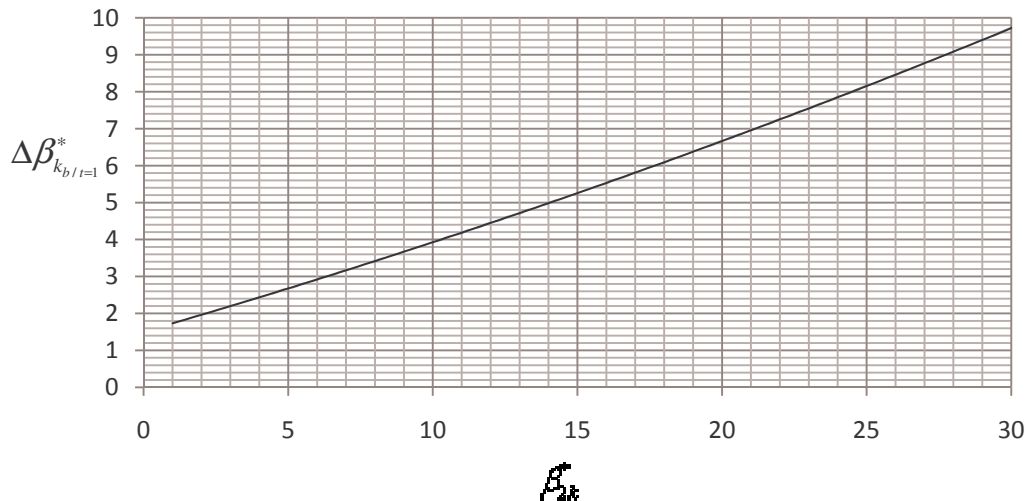
Při návrhu mříže se předpokládá:

$$\beta_{1k}^* = \beta_1 = 20,276^\circ$$

Výstupní úhel relativního proudu pro případ nestlačitelného vzduchu:

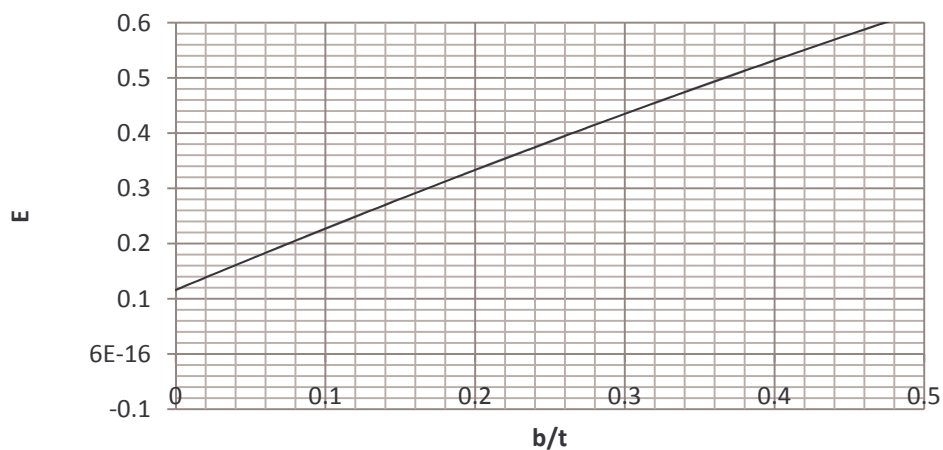
$$\beta_{2k}^* = \beta_{1k}^* + \Delta\beta_k^* = 10,564^\circ$$

Pro vypočtené β_{2k}^* se z grafu odečte hodnota ohnutí proudu pro případ kdy $b/t=1$ (závislost je získána měřením [6]):



$$\Delta\beta_{k_{b/t=1}}^* = 4^\circ$$

Poměr E je stanoven experimentálně v závislosti na b/t pro stanovení optimální hodnoty relativní rozteče profilové mříže.



graf 5.4

$$E = \frac{\Delta\beta_{kv}}{\Delta\beta_{k_{b/t=1}}^*} = 0,129$$

Pro tuto hodnotu E vyjde poměr b/t okolo 0,01, což by vedlo k malému navrhovanému počtu listů vrtule a to méně než 2. Je to z důvodu relativně malé požadované komprese a z ní vyplívajícího malého úhlu ohnutí proudu.

Proto volíme pro nás příznivější poměr.

Poměr b/t :

$$\frac{b}{t} = 0.3$$

Optimální úhel náběhu volím: $i^* = -2 \text{ deg}$

Bývá v rozmezí +1 až -4. Pro první stupeň se volí až -4° kvůli možnému pumpování při snížených otáčkách.

Pro kruhovou střední křivku profilu na základě experimentálních údajů platí:

$$m = 0.26$$

Ohnutí střední křivky:

$$\theta = \frac{\Delta\beta_k^* - i^*}{1 - m \cdot \sqrt{\frac{t}{b}}} = \frac{0,516 - (-2)}{1 - 0,26 \cdot \sqrt{0,3^{-1}}} = 4,79^\circ$$

Tečný úhel ke střednici na vstupu:

$$\phi_1 = \beta_1 + i^* = 10,048 - 2 = 8,048^\circ$$

Tečný úhel ke střednici na výstupu:

$$\phi_2 = \phi_1 + \theta = 8,048 + 4,79 = 12,838^\circ$$

Úhel sklonu lopatek:

$$\xi = \phi_1 + \frac{\theta}{2} = 8,048 + \frac{4,79}{2} = 10,443^\circ$$

Hloubka profilu listu vrtule: $b = \frac{h_1}{3} = \frac{0,382 \text{ mm}}{3} = 0,134 \text{ m}$

konstanta se volí v rozmezí 2,5-4

Poloměr střednice:

$$R = \frac{b}{2 \cdot \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)} = \frac{0,134}{2 \cdot \sin\left(\frac{4,79}{2}\right)} = 1,603 \text{ m}$$

Rozteč listu vrtule na středním průměru:

$$t = \frac{h_1}{b} \cdot \frac{1}{\frac{h_1}{t}} = \frac{0,381}{0,3 \cdot \frac{0,381}{0,134}} = 0,425 \text{ m}$$

Počet listů vrtule:

$$z = \frac{\pi \cdot D_{1st}}{t} = \frac{\pi \cdot 0,71}{0,425} = 5,251 \doteq 5$$

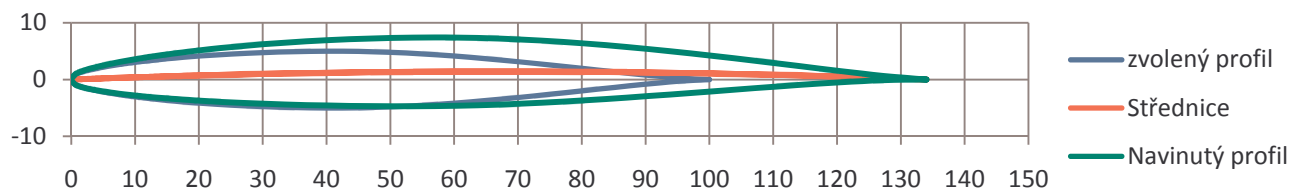
Opravená rozteč pro celý počet listů:

$$t = \frac{\pi \cdot D_{1st}}{z} = \frac{\pi \cdot 0,71}{5} = 0,446 \text{ m}$$

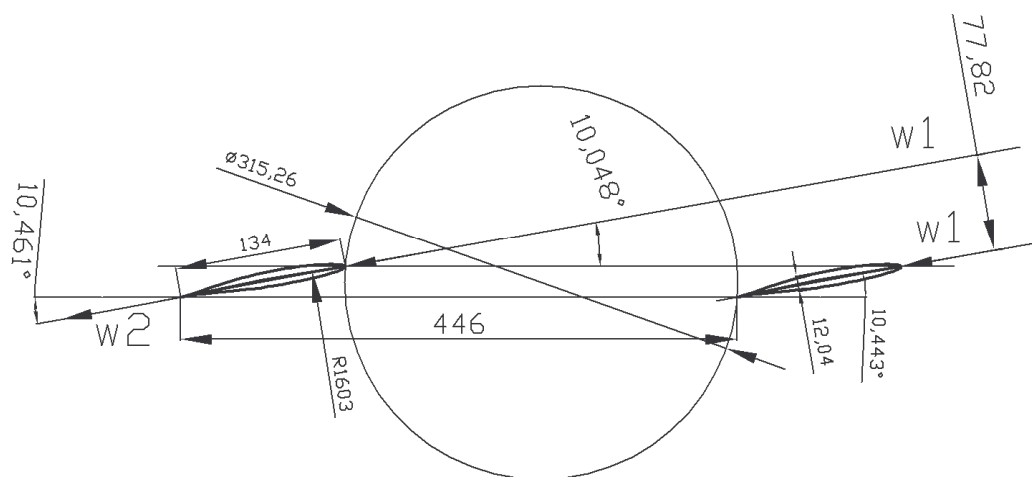
Kontrola hloubky listu pro danou rozteč:

$$b = 0,3 \cdot t = 0,3 \cdot 0,446 = 0,134 \text{ m}$$

Volím profil NACA 65 010 o relativní tloušťce $c=0,09$, který navinu na střednici navržených parametrů:



Navržená profilová mříž:



5.5 Výpočet lopatkování rotoru prvního stupně

Výpočet podle obecného zákona lopatkování, jehož základními rovnicemi pro vyjádření absolutní rychlosti jsou:

Absolutní rychlosti: $c_{1u} = A \cdot \bar{r} + \frac{B}{\bar{r}}$

$$c_{2u} = C \cdot \bar{r} + \frac{D}{\bar{r}}$$

$$c_{1a} = \sqrt{c_{1u}^2 - 2 \cdot A^2 \cdot (\bar{r}^2 - 1) - 4 \cdot A \cdot B \cdot \ln \bar{r}}$$

$$c_{2a} = \sqrt{c_{2u}^2 - 2 \cdot [(C - A) \cdot u_1 - C^2] - 4 \cdot C \cdot D \cdot \ln \bar{r}}$$

Střední osová rychlost: $c_{as} = 0.5(c_{1a} + c_{2a})$

Určíme konstanty A, B, C, D za předpokladu konstantní práce $W_{st} = konst. \Rightarrow C = A$:

Střední poloměr: $r_s = \frac{D_{1st}}{2} = \frac{0,71}{2} = 0,355m$

Vnitřní poloměr: $r_i = \frac{D_{li}}{2} = \frac{0,328}{2} = 0,164m$

Vnější poloměr: $r_e = \frac{D_{le}}{2} = \frac{1,091}{2} = 0,546m$

Poměrný poloměr: $\bar{r}(r) = \frac{r}{r_s}$
kde r je proměnná od r_i do r_e

Průběh obvodové rychlosti po lopatce:

$$u(r) = u_1 \cdot \bar{r}(r)$$

Volíme obecný zákon lopatkování s 30% volného víru a 70% tuhého tělesa. Jde o předpoklad, že rychlosti se změní částečně podle zákona volného víru a částečně podle zákona rotace tuhého tělesa, jenž jsou mezními případy lopatkování. Přesný poměr v_v a t_t by se musel zjišťovat experimentálně.

Volný vír na průměru D_{le} : $(c_{lue})_{vv} = c_{lu} \cdot \frac{r_s}{r_e} = -3,187 \cdot \frac{0,355}{0,546} = -2,071m \cdot s^{-1}$

Tuhé těleso na průměru D_{le} : $(c_{lue})_{tt} = c_{lu} \cdot \frac{r_e}{r_s} = -3,187 \cdot \frac{0,546}{0,355} = -4,903m \cdot s^{-1}$

Poměrná konstanta tuhého tělesa a volného víru X :

$$X = 0.3$$

Průmět absolutní rychlosti na vnějším průměru:

$$c_{lue} = X \cdot c_{luevv} + (1 - X) \cdot c_{lue tt}$$

$$c_{lue} = 0,3 \cdot (-2,071) + (1 - 0,3) \cdot (-4,903)$$

$$c_{lue} = -4,053m \cdot s^{-1}$$

Stanovení konstant A , B , C a D , pro c_{lu} na středním a vnějším průměru:

$$B = \frac{c_{lue} - c_{lu} \cdot \frac{r_e}{r_s}}{1 - \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2} \cdot \frac{r_e}{r_s} = \frac{-4,053 - (-3,187) \cdot \frac{0,546}{0,355}}{1 - \left(\frac{0,546}{0,355}\right)^2} \cdot \frac{0,546}{0,355} = -0,956m \cdot s^{-1}$$

$$A = c_{lu} - B = (-3,187) - (-0,956) = -2,231m \cdot s^{-1}$$

$$C = A = -2,231m \cdot s^{-1}$$

$$4D = c_{2u} - C = 3,187 - (-2,231) = 5,418m \cdot s^{-1}$$

Rozložení absolutních rychlostí proudu po rozpětí listu vrtule:

$$c_{1u}(r) = A \cdot \bar{r}(r) + \frac{B}{\bar{r}(r)}$$

$$c_{2u}(r) = C \cdot \bar{r}(r) + \frac{D}{\bar{r}(r)}$$

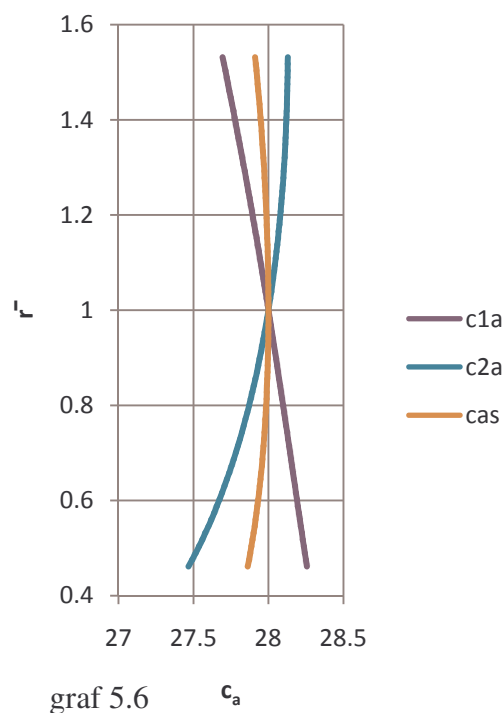
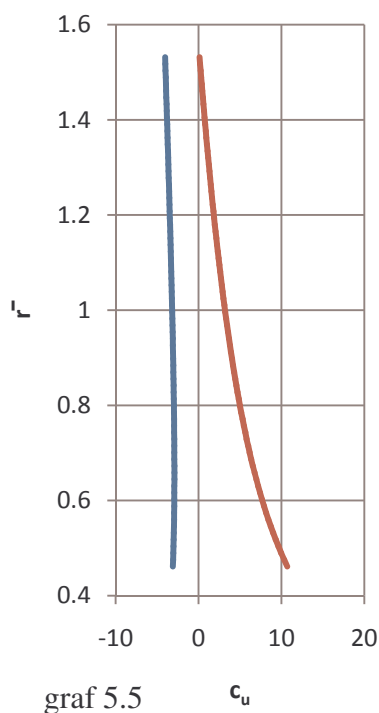
$$c_{1a}(r) = \sqrt{c_{1a}^2 - 2 \cdot A^2 \cdot (\bar{r}(r)^2 - 1) - 4 \cdot A \cdot B \cdot \ln(\bar{r}(r))}$$

$$c_{2a}(r) = \sqrt{c_{2a}^2 - 2 \cdot [(C - A) \cdot u_1 - C^2] - 4 \cdot C \cdot D \cdot \ln(\bar{r}(r))}$$

Střední osová rychlost: $c_{as}(r) = 0.5(c_{1a}(r) + c_{2a}(r))$

Výsledné složky absolutních rychlostí proudu na pěti kontrolních řezech:

	\bar{r}	c_{1u}	c_{2u}	c_{1a}	c_{2a}	c_{as}
	1	[m.s-1]	[m.s-1]	[m.s-1]	[m.s-1]	[m.s-1]
ri	0.46154	-3.101	10.709	28.256	27.467	27.862
	0.72901	-2.938	5.805	28.131	27.81	27.97
rs	1	-3.2	3.107	27.995	28.005	28
	1.29212	-3.622	1.31	27.842	28.102	27.972
re	1.53144	-4.041	0.121	27.694	28.129	27.911



Práce stupně se požaduje: $W_{st} = W_{výp.}$

Rozložení reakce stupně:

$$\rho(r) = 1 - \frac{c_{1u}(r)}{u(r)} - \frac{c_{2u}(r) - c_{1u}(r)}{2 \cdot u(r)}$$

Rozložení relativních rychlostí:

$$w_1(r) = \sqrt{c_1(r)^2 + (u(r) - c_{1u}(r))^2}$$

$$w_2(r) = \sqrt{c_2(r)^2 + (u(r) - c_{2u}(r))^2}$$

Rozložení Machových čísel relativního proudu:

$$M_{w1}(r) = \frac{w_1(r)}{a_0}$$

Rozložení absolutních rychlostí:

$$c_1(r) = \sqrt{c_{1a}(r)^2 + c_{1u}(r)^2}$$

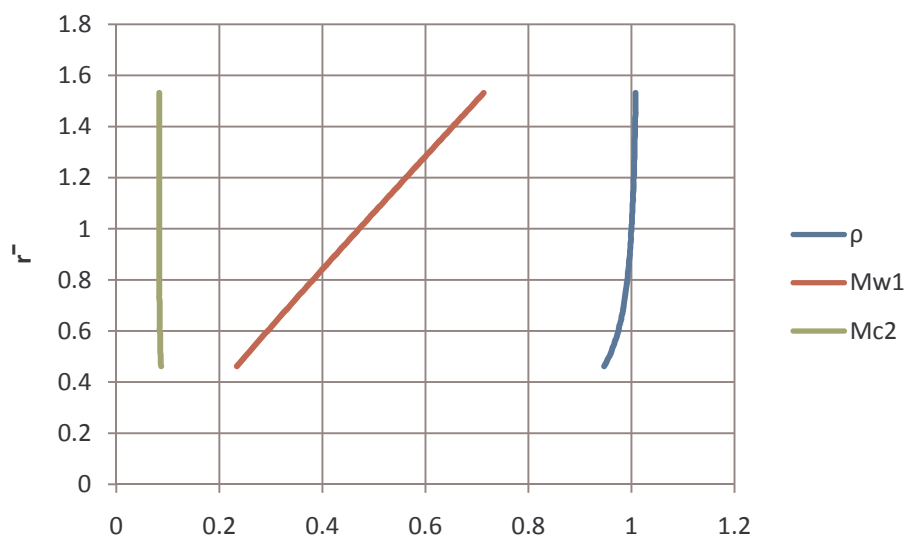
$$c_2(r) = \sqrt{c_{2a}(r)^2 + c_{2u}(r)^2}$$

Rozložení Machova čísla relativního proudu:

$$M_{c2}(r) = \frac{c_2(r)}{a_0}$$

Výsledné rozložení reakce a Machových čísel proudu na pěti kontrolních řezech:

	r^-	ρ	M_{w1}	M_{c2}
	1	1	1	1
r_i	0.46154	0.947	0.234	0.087
	0.72901	0.987	0.35	0.083
r_s	1	1	0.476	0.083
	1.29212	1.006	0.604	0.083
r_e	1.53144	1.008	0.713	0.083



graf 5.7

5.6 Výpočet výkonu přiváděného na hřídel

Pro kontrolu celého výpočtu potřebujeme stanovit výkon přiváděný na hřídel, který pak porovnáme s výkonem stanoveným metodou ideálního propulzoru v troubě.

Výpočet provedeme pomocí odvozené Žukovského věty pro profilové mříže.

Odvozený vztah pro obvodovou složku síly působící na rotor:

$$F_u(r) = t \cdot \rho_m \cdot w_{ma}(r) \cdot (w_{2u}(r) - w_{1u}(r)) \cdot \Delta r$$

Elementární prvek listu volím:

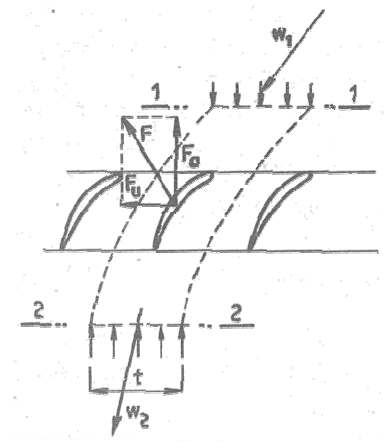
$$\Delta r = 0,005m$$

Střední hustota:

$$\rho_m = \sqrt{\rho_1 \cdot \rho_2} = \sqrt{1,209 \cdot 1,228} = 1,218 kg \cdot m^{-3}$$

Střední axiální rychlost:

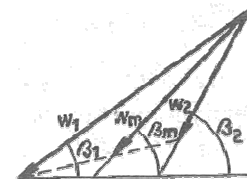
$$w_{ma}(r) = \frac{c_{1a}(r) + c_{2a}(r)}{2}$$



Unášivé složky relativní rychlosti:

$$w_{1u}(r) = w_1(r) \cdot \cos(\beta_1)$$

$$w_{2u}(r) = w_2(r) \cdot \cos(\beta_2)$$



Obvodová síla:

$$F_u(r) = t \cdot \rho_m \cdot w_{ma}(r) \cdot (w_{2u}(r) - w_{1u}(r)) \cdot \Delta r$$

Úhlová rychlost:

$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot n = 2 \cdot \pi \cdot 74,2 = 467,149 rad \cdot s^{-1}$$

Moment osově síly:

$$M = \left(\sum_r F_u(r) \cdot r \right) = 13,135 N \cdot m$$

Potřebný výkon na hřídeli: $P_{pot} = M \cdot \omega = 13,135 \cdot 467,149 = 6,136 kW = 8,229 hp$

5.7 Výpočet kroucení listu

Stejným postupem spočteme úhly absolutních a relativních rychlosti:

$$\alpha_1(r) = \arcsin\left(\frac{c_{1a}(r)}{c_1(r)}\right); \alpha_2(r) = \arcsin\left(\frac{c_{2a}(r)}{c_2(r)}\right)$$

$$\beta_1(r) = \arcsin\left(\frac{c_{1a}(r)}{w_1(r)}\right); \beta_2(r) = \arcsin\left(\frac{c_{2a}(r)}{w_2(r)}\right)$$

Znamé hodnoty:

Ohnutí proudu v rotorové mříži:

$$\Delta\beta(r) = \beta_2(r) - \beta_1(r)$$

Volím si korekci velikosti ohnutí:

$$\frac{\Delta\beta}{\Delta\beta_k} = 1$$

Zvětšení ohnutí mříže: $\frac{\Delta\beta_k}{\Delta\beta_{kv}} = 0.8$

Ohnutí pro případ proudění nestlačitelného vzduchu:

$$\Delta\beta_{kv}(r) = \frac{\Delta\beta(r)}{\frac{\Delta\beta_k}{\Delta\beta_k^*} \cdot \frac{\Delta\beta}{\Delta\beta_k}} =$$

Poměr b/t: $\frac{b}{t} = 0.3$

Optimální úhel náběhu: $i^* = -2 \text{ deg}$

Pro kruhovou střední křivku profilu na základě experimentálních údajů platí:

$$m = 0.26$$

Ohnutí střední křivky: $\theta(r) = \frac{\Delta\beta_{kv}(r) - i^*}{1 - m_v \cdot \sqrt{\frac{t}{b}}}$

Tečný úhel ke střednici na vstupu:

$$\phi_1(r) = \beta_1(r) + i^*$$

Tečný úhel ke střednici na výstupu:

$$\phi_2(r) = \phi_1(r) + \theta(r)$$

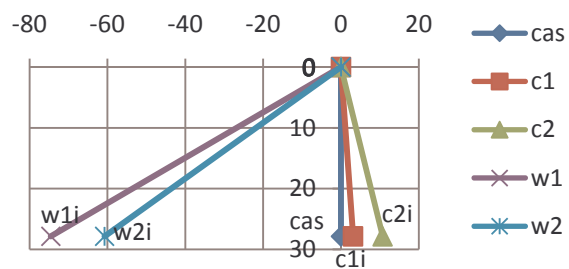
Úhel sklonu lopatek: $\xi(r) = \phi_1(r) + \frac{\theta(r)}{2}$

Poloměr zakřivení střednice:

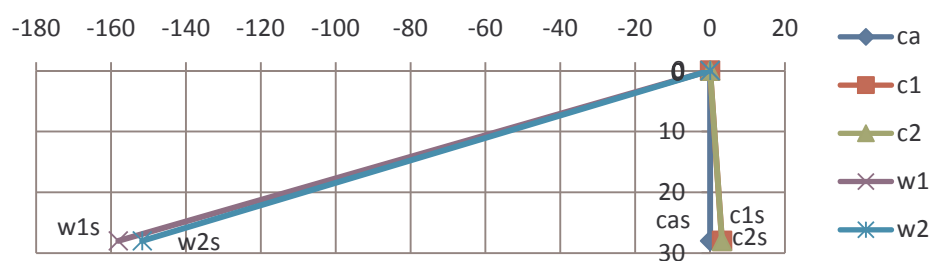
$$R(r) = \frac{b}{2 \cdot \sin\left(\frac{\theta(r)}{2}\right)}$$

	r^-	$\phi_1(r)$	$\phi_2(r)$	$\xi(r)$	R
	1				m
r_i	0.46154	18.754	31.065	24.91	0.624
	0.72901	11.652	17.618	14.635	1.287
r_s	1	8.083	12.881	10.482	1.609
	1.29212	5.783	10.22	8.001	1.73
r_e	1.53144	4.551	8.876	6.713	1.774

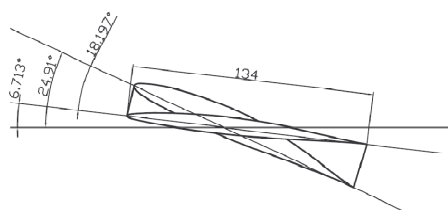
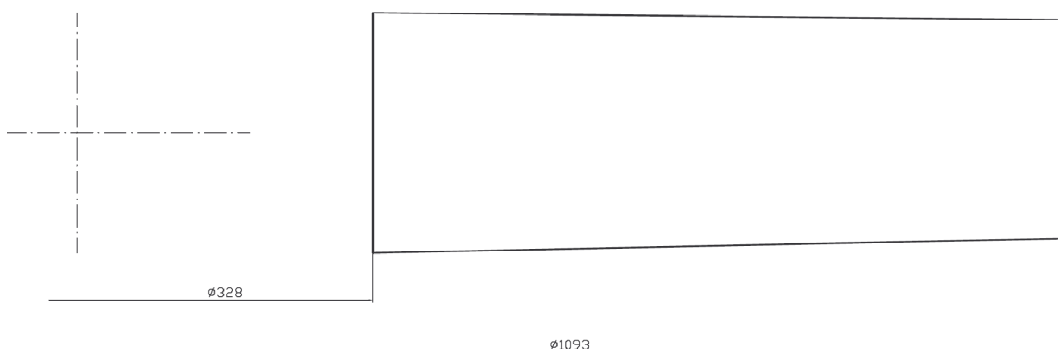
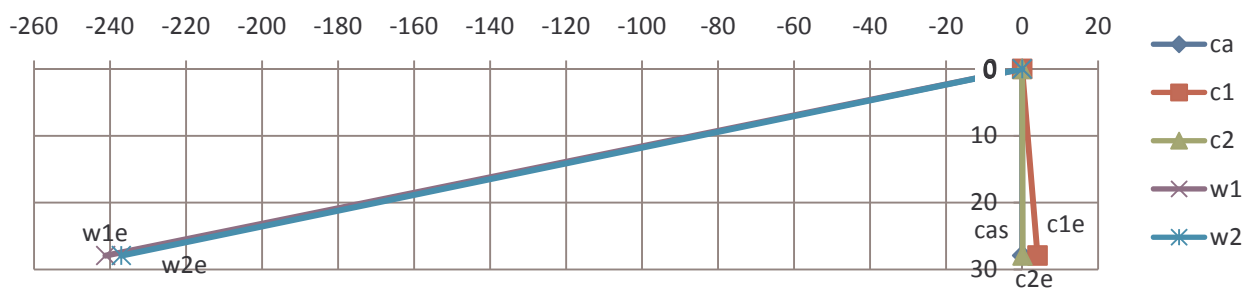
Rychlostní trojúhelník na vnitřním průměru



Rychlostní trojúhelník na středním průměru



Rychlostní trojúhelník na vnějším průměru



5.8 Souhrn vstupních a výstupních parametrů nízkotlakého kompresoru

Vstupní parametry							
veličina:	m_{tow}	V_0	η_{kc}	c_{1a}	π_{kc}	ρl	n
jednotka:	kg	ms^{-1}	1	ms^{-1}	1	1	s^{-1}
hodnota:	80	0	0.8	28	1.009	1	74.2

Vypočtené rozměry vrtule							
D_{1i}	D_{1st}	D_{1e}	h_1	b	t	z	A_1
m	m	m	m	m	m	1	m^2
0.328	0.71	1.093	0.382	0.134	0.425	5	0.854

R_i	R_s	R_e	ξ_i	ξ_s	ξ_e	ϕ_{1e}	ϕ_{2e}
m	m	m	°	°	°	°	°
0.624	1.609	1.774	24.91	10.482	6.713	8.083	120.881

Vypočtené parametry proudu					
α_{1i}	α_{1s}	α_{1e}	α_{2i}	α_{2s}	α_{2e}
°	°	°	°	°	°
83.737	83.516	81.699	68.701	83.452	89.753

c_{1i}	c_{1s}	c_{1e}	c_{2i}	c_{2s}	c_{2e}
ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}
28.426	28.182	27.988	29.481	28.182	28.129

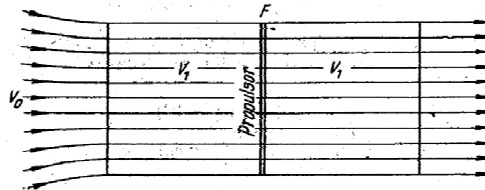
β_{1i}	β_{1s}	β_{1e}	β_{2i}	β_{2s}	β_{2e}
°	°	°	°	°	°
20.754	10.083	6.551	24.328	10.499	6.768

w_{1i}	w_{1s}	w_{1e}	w_{2i}	w_{2s}	w_{2e}
ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}	ms^{-1}
79.738	159.946	242.749	66.675	153.652	238.665

6 Kontrola modelového výpočtu nízkotlakého kompresoru

6.1 Ideální propulsor

Kontrolu výpočtu nízkotlakého kompresoru provedeme pomocí teorie ideálního propulsoru v troubě.



Teorie ideálního propulsoru a ideální vrtule jsou založeny na aplikaci obecných pouček mechaniky a proudu, vytvořených propulsorem nebo vrtulí. Tím je umožněno určit vztah mezi tahem, výkonem a rychlostí proudu, indukovanou propulsorem nebo vrtulí. Tyto teorie však neurčují konstrukční závislost propulsoru nebo vrtule na proudění, vytvořeném jejich účinkem. Při popisu ideálního propulsoru se nemluví o způsobu, jakým se vytváří proudění vzduchu průřezovou plochou propulsoru, a u ideální vrtule se neurčuje blíže způsob, jakým se vytváří krouživý pohyb proudu. Proto se nedá podle těchto teorií vypracovat konstrukční návrh vrtule. Vyplývají z nich jen obecné úvahy o proudění, vytvořeném vrtulí [2].

6.2 Odvození kontrolních vztahů

Tah ideálního propulsoru je dán změnou hybnosti tekutiny protékající rovinou propulsoru:

$$T = \dot{m} \cdot V_2 - \dot{m} \cdot V_0 = \dot{m} \cdot v_2$$

v_2 je přírůstek rychlosti měřený daleko za propulsorem $v_2 = V_2 - V_0$,

kde V_2 je celková rychlost daleko za propulsorem a její vztah s V_1 je roven: $V_1 = \frac{V_2}{2}$

Takže výsledný tah volného propulsoru je: $T = \frac{1}{2} (V_2^2 - V_0^2) \cdot F \cdot \rho$

V řípadě propulsoru v troubě však nedojde ke zúžení proudu a proto je $V_1 = V_2$

takže: $v_2 = V_2 - V_0 = V_1 - V_0 = v_1$

Tah propulsoru v troubě podle Eulerovy věty o změně hybnosti se proto bude rovnat:

$$T = \dot{m} \cdot v_1 = \rho \cdot F \cdot V_1 \cdot (V_1 - V_0)$$

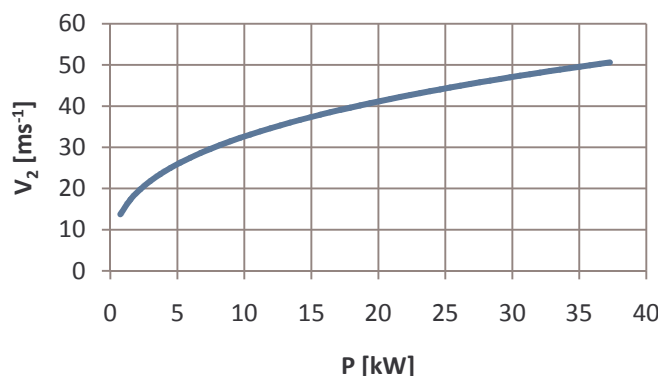
Při běhu propulsoru na místě je $V_0=0$, takže výsledný tah soustavy propulsoru v troubě při práci na místě bude:

$$T = \dot{m} \cdot v_1 = \rho \cdot F \cdot v_1^2$$

Z rovnice pro výkon propulsoru[2] si vyjádříme indukovanou rychlost v_1 v závislosti na výkonu:

$$V_2 = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot P}{\pi \cdot \rho \cdot D^2}} = v_1$$

Průběh indukované rychlosti pro vrtuli
D=1.093m



graf 6.1

6.3 Kontrolní výpočet

Kontrolní výpočet provedeme pro stejný režim práce a za stejných podmínek jako v modelovém výpočtu nízkotlakého dmíchlada.

Tentokrát budou vstupními parametry výstupní hodnoty z kontrolovaného výpočtu a výsledkem by měly být indukovaná rychlost a tah soustavy spočítány metodou ideálního propulsoru.

Potřebný výkon přiváděný na hřídel:

$$P_{pot} = 6,136 \text{ kW}$$

Hustota vzduchu:

$$\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$$

Osová rychlost (stoupání):

$$V_0 = 0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Průměr rotoru:

$$D = 1,093 \text{ m}$$

Plocha rotoru:

$$F_1 = \pi \cdot \frac{D^2}{4} = \pi \cdot \frac{1,093^2}{4} = 0,938 \text{ m}^2$$

Indukovaná rychlost na vrtuli v režimu visení:

$$v_1 = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot P_{pot}}{\pi \cdot \rho \cdot D^2}} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot 6136}{\pi \cdot 1,225 \cdot 1,093^2}} = 27,484 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Průtoková hmotnost:

$$Q = \rho \cdot F_1 \cdot v_1 = 1,225 \cdot 0,938 \cdot 27,484 = 31,59 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

Tah soustavy podle teorie ideálního propulsoru:

$$T = \rho \cdot F_1 \cdot v_1^2 = 1,225 \cdot 0,938 \cdot 27,484^2 = 868,2 \text{ N}$$

Takto navržená soustava by podle teorie ideálního propulsoru unesla:

$$G = \frac{T}{g} = \frac{868,2}{9,8} = 88,5 \text{ kg}$$

Porovnání výsledků:			
Veličiny:		Kompresor	Ideální prop. v troubě
Výkon:	hp	8.229	8.229
	kW	6,136	6,136
Průměr rotoru:	m	1.093	1.093
Indukovaná rychlost	ms^{-1}	28	27.484
Tah	N	784.5	868.2
Vzletová hmotnost	kg	80	88.5

Z výsledných hodnot je patrné, že pro ideální izolovaný případ jsme se dopracovali k srovnatelným výsledkům. Můžeme tedy předpokládat, že tento výpočtový model může fungovat. Pro další upřesnění bude potřeba provést aerodynamická měření, a nebo vymodelovat soustavu pro ověření metodou CFD.

7 Letové výkony

Vzhledem k tomu, že modelový výpočet parametrů vrtule v prstenci včetně experimentálního ověření zřejmě zatím neexistuje, zvolily jsme pro odhad letových výkonu teorii ideálního propulsoru.

7.1 Dostup

Maximální využitelný výkon bude nižší o výkon alternátoru $P_A = 2 \text{ kW}$.

Jiné ztráty předpokládáme minimální. Celkový využitelný výkon odhadujeme na 0,9, tedy:

$$P = 38 \cdot 0,9 = 34,2 \text{ hp} = 25,5 \text{ kW}$$

Jako výškovou charakteristiku použijeme odhad podle atmosférického pístového motoru [7].

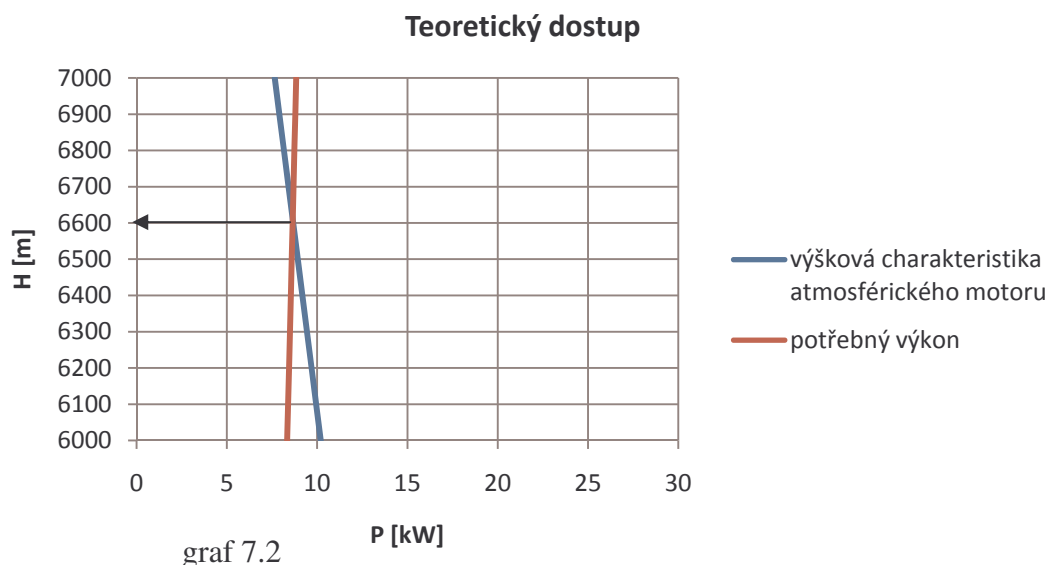
Odhadovaná procentuální ztráta na 1000m je 10% jmenovitého výkonu.

Výkon potřebný pro visení spočítáme podle námi navržené metody v několika zvolených hladinách MSA. Volené hladiny: 0, 1000, 2000, 4000, 7000.

potřebný výkon	
[m]	[kW]
0	6,136
1000	6,347
2000	6,706
4000	7,372
7000	8,837



Teoretický dostup odečteme z grafu:



Teoretický dostup podle navrženého výpočtového modelu tedy je:

$$H=6600m$$

Praktický statický dostup je pro vrtulníky definován jako výška, ve které je stoupací rychlost rovna $V_0=0,3ms^{-1}$. Stoupací rychlost odpovídá přebytku tahu pohonné jednotky. Vzhledem k tomu, že modelový výpočet nízkotlakého kompresoru byl navržen pro nulovou stoupací rychlost, bylo by potřeba znovu odvodit všechny vztahy, což by značně překročilo rámec diplomového projektu. Proto použijeme pro stanovení praktického dostupu teorii ideálního propulsoru a zároveň budeme moci porovnat výsledky obou metod.

Budeme postupovat obdobně jako u kontrolního výpočtu 7.2, kde však hustota a výkon budou proměnné funkcí výšky.

Výpočtové hladiny volíme pod 500m od 00 do 8000m.

Změna výkonu přiváděného na hřídel:

$$P(h) = P_0 - \left(\frac{P_0 \cdot h}{10000} \right)$$

Kde h je konkrétní letová hladina.

Pokles hustoty s výškou dle MSA:

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \left(1 + \frac{L}{T_0} \cdot h \right)^{-\left(\frac{g_0}{R_0 \cdot L} + 1 \right)}$$

kde L je teplotní gradient $L=-0,0065Km^{-1}$

Indukovaná rychlost pak bude:

$$v_1(h) = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot P(h)}{\pi \cdot \rho(h) \cdot D^2}}$$

Z celkového tahu soustavy si nyní vyjádříme rychlost V_0

$$T = \dot{m} \cdot v_1 = \rho \cdot F \cdot V_1 \cdot (V_1 - V_0)$$

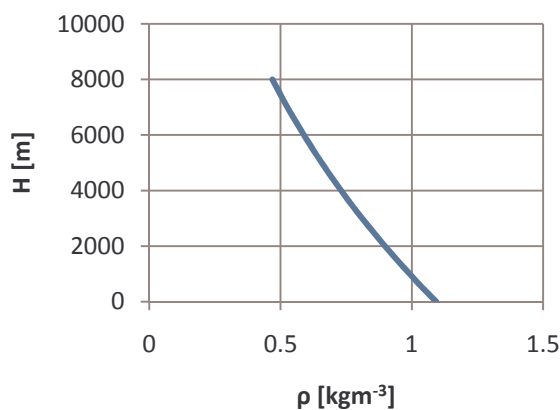
za V_1 dosadíme (v_1+V_0)

$$V_0(h) = \frac{v_1^2(h) \cdot F \cdot \rho(h) - T_{pot}}{v_1(h) \cdot F \cdot \rho}$$

Výsledné hodnoty:

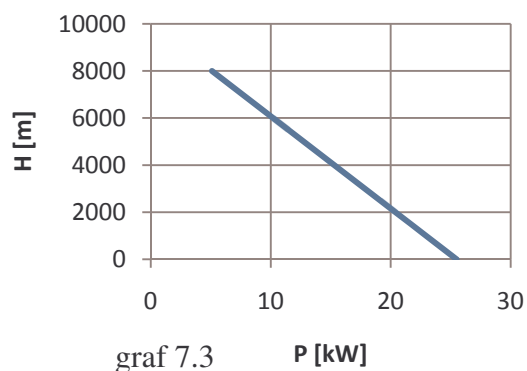
h	P	ρ	v_1	V_0
m	kW	kgm^{-3}	ms^{-1}	ms^{-1}
0	25.503	1.093	46.334	27.774
500	24.228	1.041	46.287	26.879
1000	22.953	0.992	46.207	25.884
1500	21.677	0.944	46.087	24.776
2000	20.402	0.898	45.924	23.542
2500	19.127	0.854	45.711	22.163
3000	17.852	0.811	45.44	20.618
3500	16.577	0.77	45.103	18.883
4000	15.302	0.731	44.69	16.925
4500	14.027	0.693	44.188	14.705
5000	12.751	0.657	43.58	12.173
5500	11.476	0.622	42.847	9.263
6000	10.201	0.589	41.961	5.884
6500	8.926	0.557	40.889	1.911
7000	7.651	0.526	39.581	-2.84
7500	6.376	0.497	37.967	-8.657
8000	5.101	0.469	35.935	-16.029

Hustota



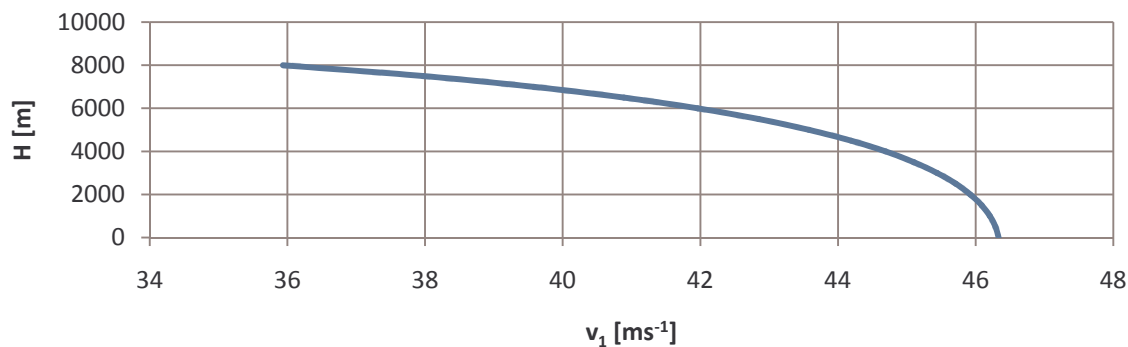
graf 7.2

Výšková char. výkonu motoru

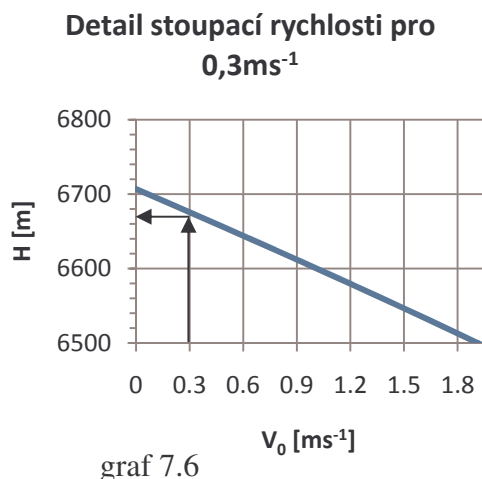
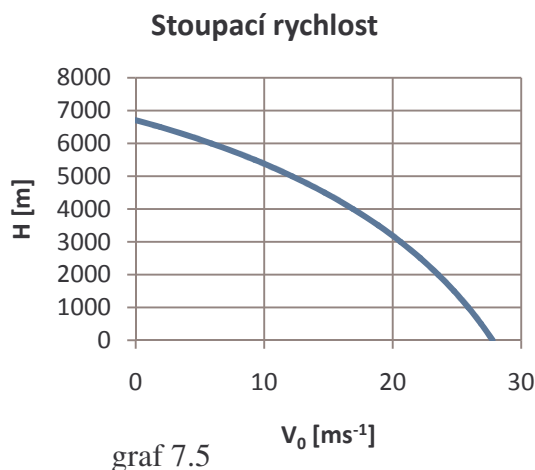


graf 7.3

Maximální dosažitelná indukovaná rychlosti



graf 7.4



7.2 Horizontální rychlost

Maximální horizontální rychlosti dosáhneme z přebytku výkonu v nulové výšce na cestovním režimu a maximálním režimu chodu motoru.

Cestovní režim $P_c = 22,67\text{kW} = 30,4\text{hp}$

Maximální dostupný výkon $P_m = 25,5\text{kW} = 34,2\text{hp}$

Spočítáme indukovanou rychlost a tah pro maximální výkon:

$$v_1 = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot P_m}{\pi \cdot \rho \cdot D^2}} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot 25500}{\pi \cdot 1,225 \cdot 1,093^2}} = 44,6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$T_{\max} = \rho \cdot F \cdot v_1^2 = 1,225 \cdot 0,938 \cdot 44,6^2 = 2287 \text{ N}$$

Indukovaná rychlost a tah pro cestovní režim:

$$v_1 = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot P_c}{\pi \cdot \rho \cdot D^2}} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot 22670}{\pi \cdot 1,225 \cdot 1,093^2}} = 42,9 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$T_c = \rho \cdot F \cdot v_1^2 = 1,225 \cdot 0,938 \cdot 42,9^2 = 2114 \text{ N}$$

Pro horizontální let budeme uvažovat vztlak pouze jako složku tahu. Vztlak prstence nebudeme uvažovat. Zbylý vektor tahu použijeme k dopřednému letu.

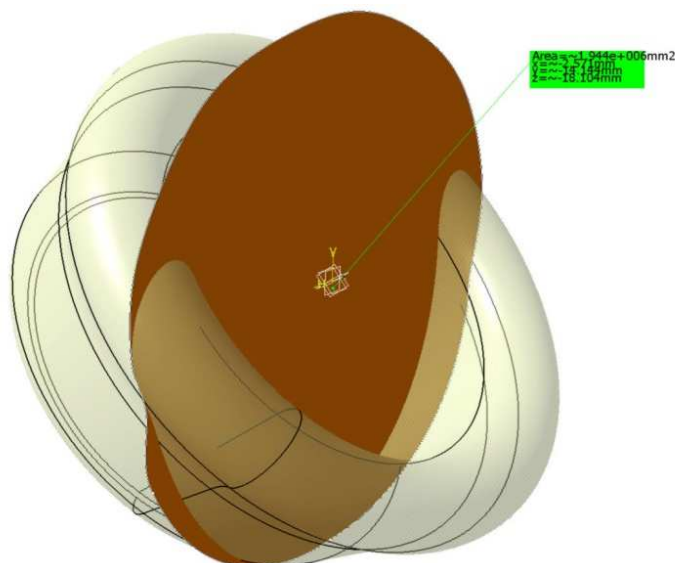
Odpor tělesa odhadneme jako odpor rovinné desky o čelním průřezu odpovídajícímu řezu nakloněného prstence na

$$c_D = 1,12$$

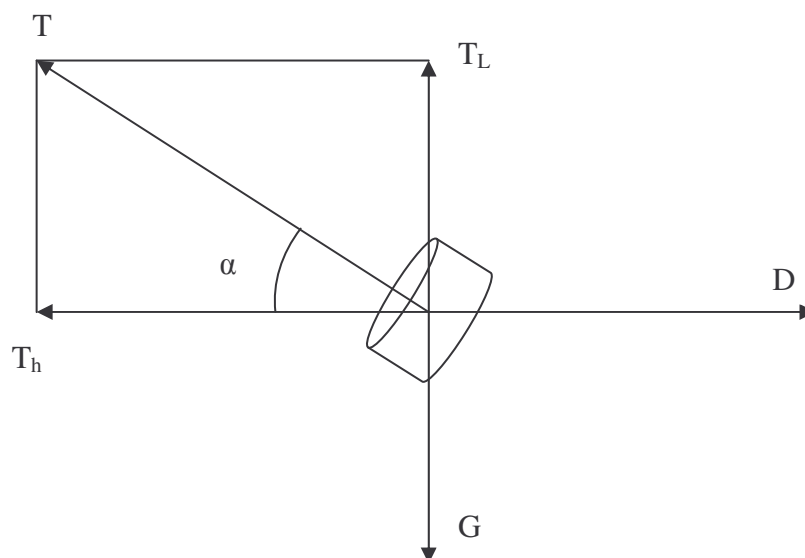
(pro kruh kolmý k proudu[8]).

Plochu si vymodelujeme dle předběžného návrhu v Catii a odměříme:

$$S = 1,944 \text{ m}^2$$



Horizontální složka tahu T_h :



7.2.1 Horizontální tah při cestovním výkonu:

$$T_h = \sqrt{T_c^2 - T_L^2} = \sqrt{2114^2 - 784^2} = 1963 \text{ N}$$

Úhel náklonu α :

$$\alpha = \sin^{-1} \frac{T_L}{T_c} = \sin^{-1} \frac{784}{2114} = 23,5^\circ$$

Maximální horizontální rychlost V_{hc} :

$$V_{hc} = \sqrt{\frac{2 \cdot T_h}{\rho \cdot S \cdot c_D}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1963}{1,225 \cdot 1,944 \cdot 1,12}} = 38,4 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

7.2.2 Horizontální tah při maximálním výkonu:

$$T_h = \sqrt{T_{\max}^2 - T_L^2} = \sqrt{2287^2 - 784^2} = 2148N$$

Úhel náklonu α :

$$\alpha = \sin^{-1} \frac{T_L}{T_{\max}} = \sin^{-1} \frac{784}{2287} = 20,1^\circ$$

Maximální horizontální rychlost $V_{h\max}$:

$$V_{h\max} = \sqrt{\frac{2 \cdot T_h}{\rho \cdot S \cdot c_D}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2148}{1,225 \cdot 1,944 \cdot 1,12}} = 40,1m \cdot s^{-1}$$

7.3 Dolet a vytrvalost

Dolet a vytrvalost budou funkcemi hmotnosti, hmotnosti paliva, režimu letu a atmosférických podmínek.

Výpočet provedeme v 0m MSA pro tři základní režimy:

- Visení
- Horizontální let cestovní rychlosti
- Horizontální let maximální rychlosti

Spotřeba paliva: $C_e=0,2585\text{kg/hp/h}$ při maximálním výkonu
 $C_e=0,2359\text{kg/hp/h}$ při cestovním režimu

7.3.1 Vytrvalost v režimu visení

Měrnou spotřebu paliva uvažujeme stejnou jako při cestovním režimu:

$$t = \frac{m_{pal}}{N_{pot} \cdot C_e} = \frac{21}{8,229 \cdot 0,2359} = 10,8hod$$

7.3.2 Vytrvalost a dolet při horizontálním letu cestovní rychlosti

Vytrvalost:

$$t = \frac{m_{pal}}{N_c \cdot C_e} = \frac{21}{30,4 \cdot 0,2359} = 2,9hod$$

Dolet:

$$R = V_{hc} \cdot t = 38,4 \cdot 3,6 \cdot 2,9 = 400km$$

7.3.3 Vytrvalost a dolet při horizontálním letu maximální rychlosti

Vytrvalost:

$$t = \frac{m_{pal}}{N_m \cdot C_e} = \frac{21}{34,2 \cdot 0,2585} = 2,37 \text{ hod}$$

Dolet:

$$R = V_{hmax} \cdot t = 40,1 \cdot 3,6 \cdot 2,37 = 342 \text{ km}$$

Souhrn výpočtu doletu a vytrvalosti:

	T	T _h	α	V _h	t	R	C _e
	[N]	[N]	[°]	ms-1	h	km	[kg/hp/h]
Viseň	784	0	90	0	10.8	0	0.2359
Cestovní režim	2114	1963	23.5	38.4	2.9	400	0.2359
Maximální výkon	2287	2148	20.1	40.1	2.37	342	0.2585

8 Návrh statorových lopatek

Funkce statorových lopatek bude vyrovnávat reakční moment a zároveň vytvářet řídicí síly. Statorové lopatky optimalizujeme pro režim vísení v nulové výšce tak, aby vytvářely potřebný reakční moment a zároveň kladly minimální odpor. Rozměry lopatek si zvolíme dle konstrukčních predispozic a následně vybereme vhodný profil.

Radiálně uspořádané lopatky budou pevně ukotveny v konstrukci mezi prstencem a kostrou řídicí jednotky. Řídicí kormidla budou v 70ti% hloubky lopatky ovládaná soustavou servořízení. Vychylovat se budou o $\pm 15^\circ$.

Pro vstupní parametry nejprve spočítáme celkovou plochu lopatek a potřebnou vyvažovací sílu. Pro tyto pak spočteme potřebný součinitel vztlaku. Nakonec ještě spočteme Reynoldsovo a Machovo číslo.

Profil si zvolíme z dostupných profilových charakteristik, tak aby požadovaný součinitel vztlaku byl dosažen při minimálním úhlu náběhu.

Následně provedeme analýzu zvoleného profilu v programu XFOIL R5 pro stanovení přesného úhlu náběhu a součinitele odporu.

Pak programem XFOIL analyzujeme součinitele vztlaku při maximálních výchylkách kormidel.

Na závěr spočítáme maximální klopivý moment vyvozovaný současným vychýlením protilehlých kormidel.

8.1 Volba profilu statorových lopatek

Počet lopatek:	$z = 6$
Hloubka lopatky:	$c = 160mm$
Délka lopatky:	$b_1 = 390mm$
Plocha lopatek:	$S_1 = b_1 \cdot c \cdot z = 390 \cdot 160 \cdot 6 = 0,374m^2$

Reakční moment pro daný režim:

$$M_r = 13.783N \cdot m$$

Střední poloměr lopatky:

$$r_s = 355mm$$

Potřebná vyvažovací síla:

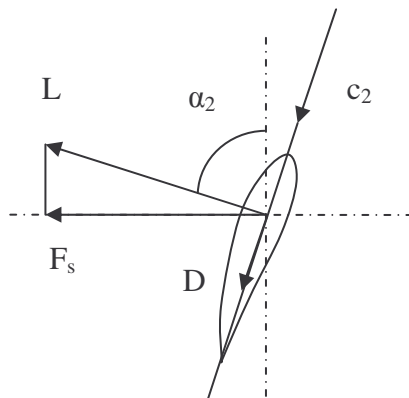
$$F_s = \frac{M_r}{r_s} = \frac{13,783}{0,355} = 37N$$

Obtokovou rychlost uvažujeme střední výstupní rychlost za rotorem c_{2s} :

$$c_2 = 28,182m \cdot s^{-1}$$

Pro návrh profilu budeme potřebovat znát součinitel vztlaku. Vzhledem k tomu, že lopatky budou z obou stran ohraničeny, budeme přepokládat lineární rozložení vztlaku po rozpětí lopatky.

Spočítáme jej pomocí odvození Bernoulliho rovnice:



$$c_L = \frac{2 \cdot \frac{F_s}{\sin \alpha_2}}{\rho_2 \cdot c_2^2 \cdot S_1} = \frac{2 \cdot \frac{37}{\sin 83,452}}{1,228 \cdot 28,182 \cdot 0,374} = 0,204$$

Součinitel tření:

$$\mu = 1,786 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$$

Hustota vzduchu:

$$\rho_2 = 1,228 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$$

Viskozita:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho_2} = \frac{1,786 \times 10^{-5}}{1,228} = 1,454 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$$

Reynoldsovo číslo:

$$R_e = \frac{c \cdot c_2}{\nu} = \frac{0,16 \cdot 28,182}{1,454 \times 10^{-5}} = 3,1 \times 10^5$$

Úhel sklonu lopatek si předběžně určíme jako nulový úhel náběhu vůči vrtulovému proudu:

$$\alpha_2 = 83,452 \text{ deg}$$

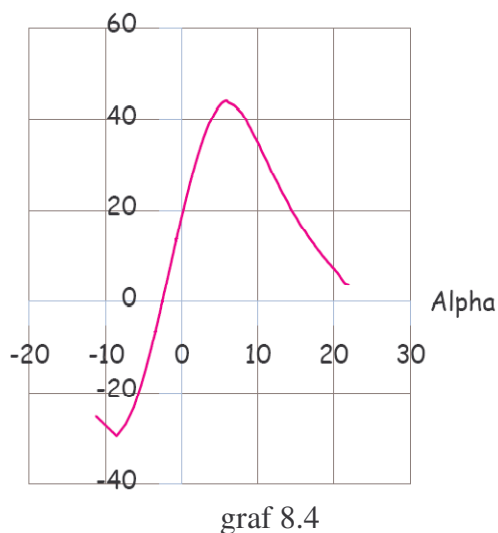
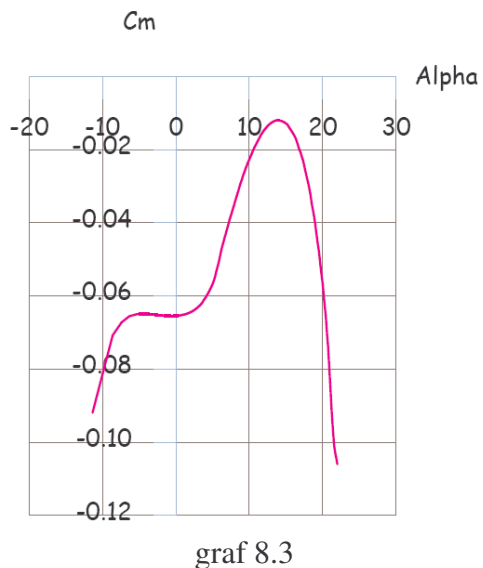
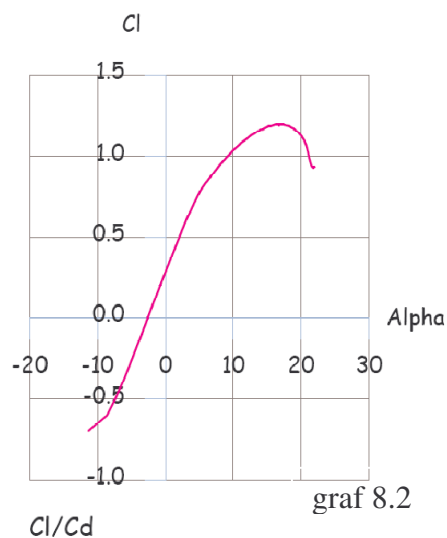
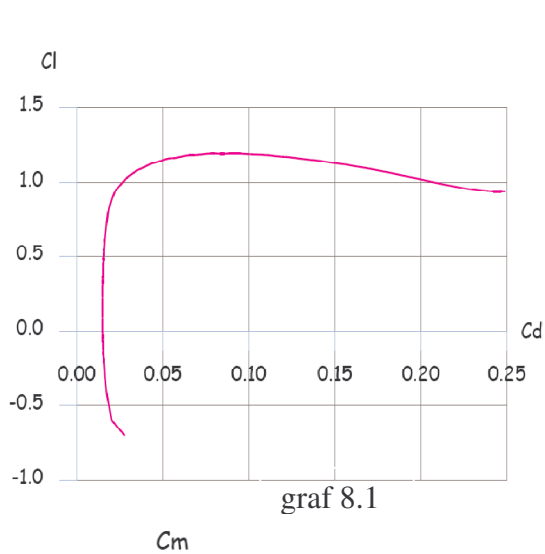
(úhel od roviny prstence)

Machovo číslo:

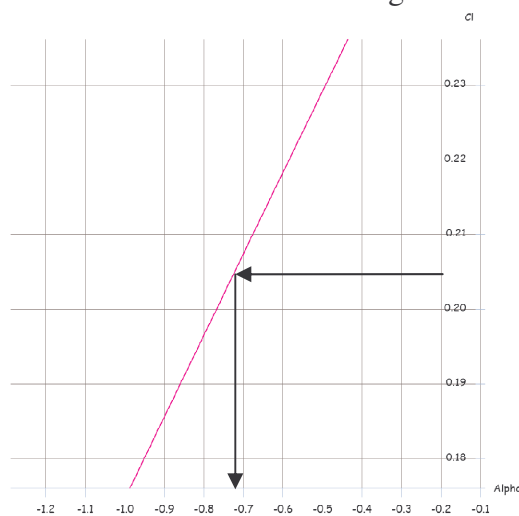
$$M_{c_2} = \frac{c_2}{a} = \frac{28,182}{340} = 0,083$$

Volím profil NACA 63(2)-415 [9]

Charakteristiky profilu pro dané parametry analyzujeme v programu xFoil R5.

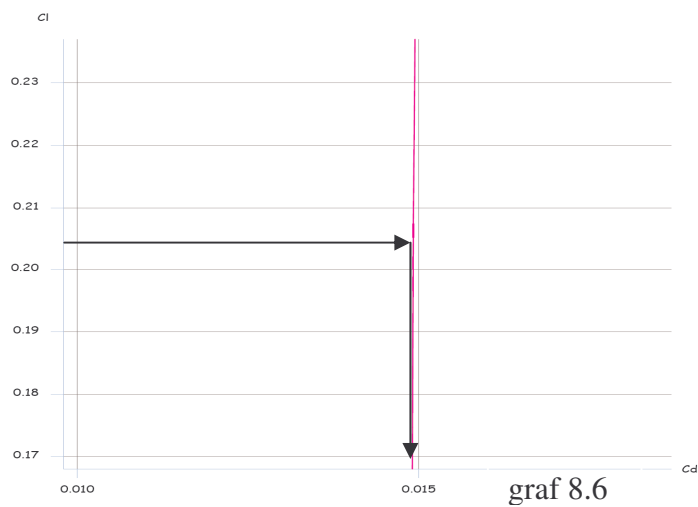


Úhel náběhu pro požadovaný součinitel vztlaku odečteme z grafu:



$$\alpha = -0,73^\circ$$

Stanovení odporu lopatek:



Součinitel odporu:

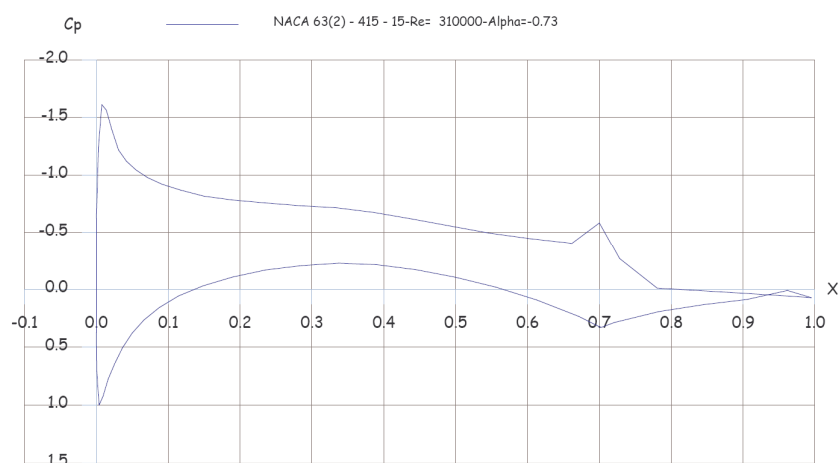
$$c_D = 0.0149$$

Odpor lopatek:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot \rho_2 \cdot c_2^2 \cdot c_D \cdot S_1 = \frac{1}{2} \cdot 1,228 \cdot 28,182^2 + 0,0149 \cdot 0,374 = 2,72 N$$

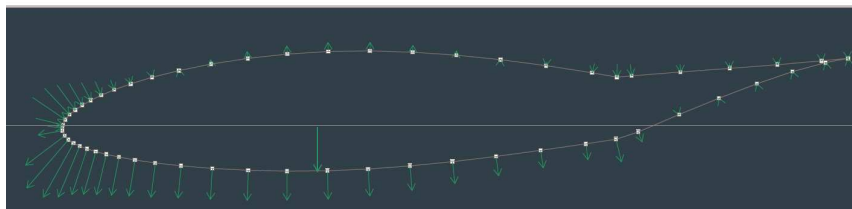
8.2 Stanovení sil pro maximální výchylky kormidel

Minimální součinitele vztlaku při vychýlené klapce nahoru o 15°:



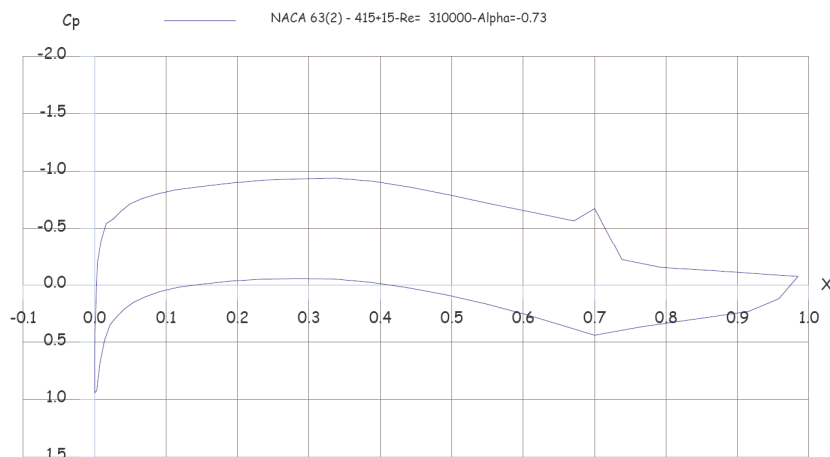
NACA 63(2) - 415 - 15

XHinge	= 70.0%
YHinge	= 70.0%
Flap Angle	= -15.0°
forced upper trans.	= 0.000
forced lower trans.	= 0.000
Ncr	= 0.00
Re	= 310 000
Ma	= 0.0800
Alpha	= -0.73°
Cl	= -0.554
Cd	= 0.0206
Cm	= 0.0416
L/D	= -26.941
Upper trans.	= 0.011
Lower trans.	= 0.005
Hinge Moment/span	= -3.00e-003



$$c_{lmin} = -0,554$$

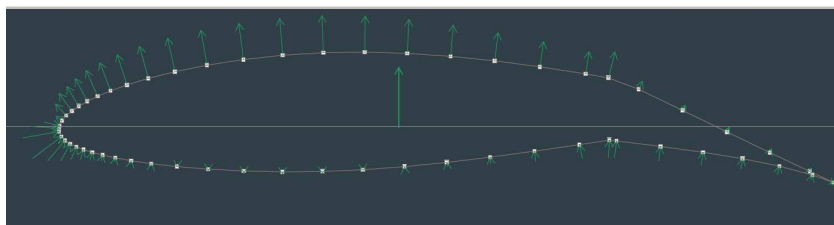
Maximální součinitel vztlaku při vychýlené klapce dolů o 15°:



```

NACA 63(2) - 415+15
XHinge      = 70.0%
YHinge      = 70.0%
Flap Angle   = 15.0°
forced upper trans. = 0.000
forced lower trans. = 0.000
Ncr         = 0.00

Re = 310 000
Ma = 0.0800
Alpha = -0.73°
Cl = 0.754
Cd = 0.0297
Cm = -0.1387
L/D = 25.368
Upper trans. = 0.000
Lower trans. = 0.004
Hinge Moment/span = 1.51e-002
  
```



$$c_{lmax}=0,754$$

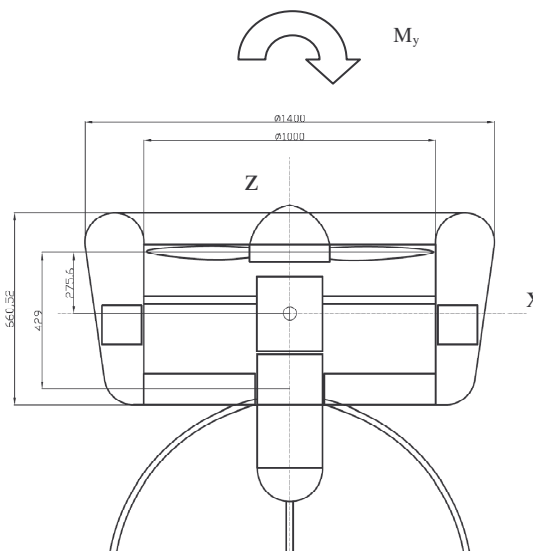
8.3 Vyvažovací a řídicí výkony

Maximální reakční moment, který lze vyvážit:

$$L_{\max} = \frac{1}{2} \cdot \rho_2 \cdot c_2^2 \cdot c_{l\max} \cdot S_1 = \frac{1}{2} \cdot 1,228 \cdot 28,182^2 + 0,754 \cdot 0,374 = 138N$$

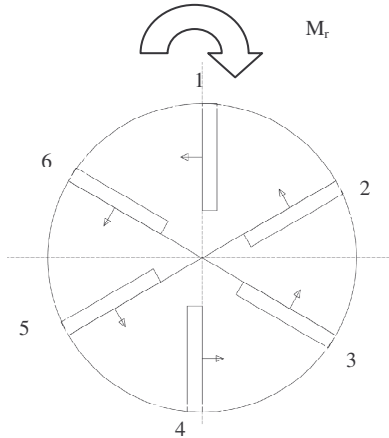
$$M_{\max} = \frac{L_{\max}}{\sin(\alpha_2 - \alpha)} \cdot r_s = \frac{138}{\sin(83,452 - 0,7)} \cdot 0,355 = 71,2N \cdot m$$

Klopivý moment soustavy:



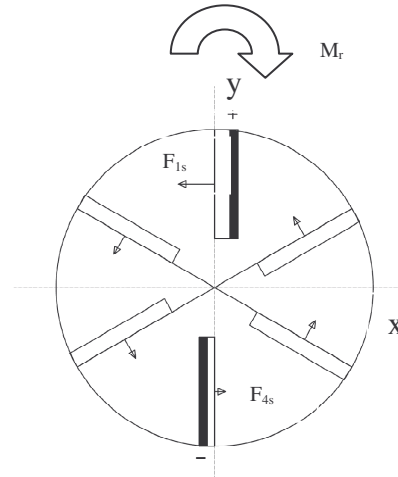
Vycházíme z analogie existujících systémů řízení obdobných rotorových zařízení.

Pro vyvažování reakčního momentu budeme vychylovat kormidla současně v jednom směru kolem osy tak, aby se výsledný moment rovnal nule. Pro řízení budeme vychylovat kormidla současně v jednom směru v rovině, kterou budeme chtít naklonit:



Pouze reakční moment
v ose z

$$\begin{aligned}\sum M_z &= 0 \\ \sum F_{ix} &= 0 \\ \sum F_{iy} &= 0\end{aligned}$$



Reakční moment + klopivý moment
v ose y

$$\begin{aligned}\sum M_z &= 0 \\ \sum F_{ix} &\neq 0 \\ \sum F_{iy} &= 0\end{aligned}$$

Diferencování výchylek se naprogramuje do řídicí jednotky. Výchylka kormidel musí být funkcí lineární změny vztlaku.

Maximální klopivý moment nastane, při maximální výchylce kormidel, avšak musí se zachovat konstantní vyvažovací moment v ose z.

Toto bude platit v případě, že:

$$M_r \cdot (F_{1s} + F_{2s} + F_{3s} + F_{4s} + F_{5s} + F_{6s}) \cdot r_s = 0$$

Pro případ visení v nulové výšce je součet sil F_{1s} a F_{4s} roven konstantě:

$$F_{1s} = F_{4s} = \frac{F_s}{z} = \frac{37}{6} = 6,17 N$$

$$k = F_{1s} + F_{4s} = 6,17 + 6,17 = 12,3 N$$

$$F_{1s \max} = \frac{L_{\max}}{\sin(\alpha_2 - \alpha) z} = \frac{138}{\sin(83,452 - 0,73) \cdot 6} = 23,19 N$$

$$F_{4s \max} = k - F_{1s \max} = 12,3 - 23,19 = -10,89 N$$

$$\sum M_z = 0$$

$$\sum F_{ix} = F_{1s \max} + F_{4s \max} = 23,19 + 10,89 = 34,08 N$$

$$\sum F_{iy} = 0$$

Maximální klopivý moment od kormidel pro navrženou soustavu bude:

$$M_y = y_T \sum F_{ix} = (0,429 - 0,2756) \cdot 34,08 = 5,23 N \cdot m$$

Tyto výchylky bude zajišťovat soustava servomotorků, jenž budou muset počítat s diferencováním kormidel. Dá se to zajistit naprogramováním řídicí jednotky. Není to však předmětem této diplomové práce.

9 Závěr

Cílem této diplomové práce je získat základní fyzikální náhled na funkci systému vrtule v kanále experimentálního bezpilotního létajícího zařízení. Zvolený postup výpočtu charakteristik systému vrtule v kanále nám umožňuje přehledné nastavení parametrů pro přesnější modelování funkce systému.

V úvodu diplomové práce byla zpracována statistika podobných létajících zařízení, na základě které byly odhadnuty základní rozměry a vstupní parametry. Dále byl vypracován koncepční návrh konstrukce s odhadem hmotnostního rozložení a určením těžiště. Byly navrženy reálné konstrukční predispozice celého systému. Celá koncepce byla navržena s důrazem maximálního využití statického monitorování při režimu visení, na stabilní polohu vzletu a přistání a bezpečnost provozu.

Zvolená pohonná jednotka (typ vankel) se mezi dostupnými motory jevila jako nejlepší pro dané účely. Vzhledem k umístění v omezeném prostoru vykazuje nejmenší zastínění. Je téměř dvakrát lehčí, nežli pístové jednotky a také vyvoluje menší úroveň radiálních vibrací.

Hlavní část diplomové práce se zabývá návrhem výpočtového modelu základních aerodynamicko-výkonových charakteristik a rozměrů systému vrtule v prstenci. Tento výpočet byl vypracován v programu MathCad, kde byla provedena kontrola dosazením vstupních parametrů vzorového příkladu[6]. Navrhovaný postup je originální řešení z důvodu absence dostupné metodiky. Na základě vstupních požadavků (průměr vrtule, vzletová hmotnost) se pomocí tohoto modelu dají navrhnout rychlosti proudu na vstupu a výstupu z lopatkové mříže. Úhly relativních a absolutních rychlostí. Rozložení těchto rychlostí podél listu vrtule. Úhly nastavení vrtule a její zkroucení. Zvolený typ vrtule s listy stavitelnými na zemi v závislosti na výškové poloze provozu zařízení. Z důvodů optimalizace výkonů by zřejmě byla výhodnější vrtule stavitelná za letu.

Byl proveden kontrolní výpočet ověřující hlavní veličiny systému vrtule v kanále. Ze srovnání je patrné, že zvolená metodika vede ke srovnatelným fyzikálním výsledkům. Ke srovnání byla použita teorie ideálního propulsoru, která neurčuje konstrukční závislosti propulsoru na proudění, vytvořené jeho účinkem. Vyplývají z ní pouze obecné vztahy proudění. Existují i jiné metody výpočtu vrtule v prstenci, které by byli vhodné pro porovnání. Jednou z nich je výpočet vrtule v prstenci a vrtule v kanále dle F.P. Kuročkina [4]. Tento výpočet jsme však nemohli provést pro nedostatek podkladů o které se daná literatura opírá. Naopak tato metoda umožňuje snadnou kontrolu dílčích výpočtů navržených CFD, díky vyjádřeným funkčním závislostem mezi rozměrovými a aerodynamicko-výkonovými charakteristikami.

Další postupy návrhu systému, které již nebyly předmětem této diplomové práce, jsou letové vlastnosti (řízení a stabilita). Stabilita byla zkoumána pouze jako stabilita vycházející z rovnováhy sil plynoucích z výpočtu. Čímž byla stanovena základní statická stabilita. Systém byl zkoumán v režimu ustáleného letu, předmětem řešení nebyli přechodové stavy.

Výkonnostní charakteristiky jsou navrženy pouze orientačně, jelikož neexistují doporučené výpočtové charakteristiky vztahu a odporu pro prstenec daného profilu při různých úhlech obtékání. Toto by mělo být předmětem důkladného zkoumání pro účely prokazování letových charakteristik při certifikaci.

Statorové lopatky jsou navrženy pro výstupní parametry proudu, optimalizovány na pracovní režim visení v malé výšce. Tyto lopatky jsou zároveň aktivními prvky řízení, zajišťující stabilitu a s měrové řízení.

Další možností by bylo dvojrotorové koaxiální uspořádání vrtulí, jenž nevyžaduje vyvažování reakčního momentu, vyžadovalo by ale alternativní řešení řízení a stabilitu v poryvu.

V příloze k diplomové práci se nachází výkresy celkové dispozice rotorového prostředku, konstrukční návrh děleného náboje pětিলisté vrtule s přestavitelnými listy a návrh motorového lože.

10 Seznam použitých označení

A	m^2	průtoková plocha
A_I	m^2	velikost plochy na vstupu do rotoru
a	m/s	rychlost zvuku
a_0	m/s	rychlost zvuku v 0m MSA
b	m	tětiva profilu
c_1	m/s	absolutní rychlost na vstupu
c_2	m/s	absolutní rychlost na výstupu
c_{1u}	m/s	obvodová složka absolutní rychlosti na vstupu
c_{2u}	m/s	obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu
c_{1a}	m/s	vstupní axiální rychlost
c_{2a}	m/s	výstupní axiální rychlost
c_p	J/kg/K	měrné teplo za konstantního tlaku
c_v	J/kg/K	měrné teplo za konstantního objemu
c_L	-	součinitel vztlaku
c_D	-	součinitel odporu
D_{rot}	m	navrhovaný průměr rotoru
D_{1e}	m	vnější průměr rotoru na vstupu
D_{1i}	m	vnitřní průměr rotoru na vstupu
D_{1st}	m	střední průměr rotou na vstupu
D_{2e}	m	vnější průměr rotoru na výstupu
D_{2i}	m	vnitřní průměr rotoru na výstupu
D_{2st}	m	střední průměr rotou na výstupu
E	-	experimentální poměr změn úhlů
F_u	N	obvodová složka síly
F_s	N	vyvažovací síla
F_{1s}	N	síla na jednu lopatku
F_l	m^2	celková plocha rotoru
h	m	délka listu vrtule
i^*	$^\circ$	optimální úhel náběhu
k_G	-	koeficient nerovnoměrnosti pole osových rychlostí
M_0	-	Machovo číslo v 0m MSA
M_{wl}	-	Machovo číslo relativní rychlosti na vstupu do rotoru
M_{kr}	-	kritické Machovo číslo
M_m	-	mezní Machovo číslo
M_{c2}	-	Machovo číslo relativního proudu
M	Nm	Moment osově síly
M_r	Nm	reakční moment
M_{max}	Nm	maximální reakční moment
M_y	Nm	klopivý moment
m_{tow}	kg	maximální vzletová hmotnost
n_0	$1/\text{min}$	maximální otáčky pro 0m MSA
n	$1/\text{min}$	otáčky
P	W	výkon
P_{pot}	W	potřebný výkon na hřídeli
P_A	W	výkon alternátoru

P_c	W	cestovní výkon
P_m	W	maximální dostupný výkon
p_0	Pa	tlak vzduchu v 0m MSA
p_{0c}	Pa	tlak před vstupem do kompresoru
p_{1c}	Pa	tlak na vstupu do kompresoru
p_1	Pa	statický tlak na vstupu do kompresoru
p_{2c}	Pa	tlak na výstupu z kompresoru
p_2	Pa	statický tlak na výstupu z kompresoru
Q	kg/s	hmotnostní průtok
Q_m	kg/s	potřebná průtoková hmotnost
R	m	poloměr zakřivení střednice
R_i	m	vnitřní poloměr
R_s	m	střední poloměr
R_e	m	vnější poloměr
r	-	poměrný poloměr
r_i	-	poměrný vnitřní poloměr
r_s	-	poměrný střední poloměr
r_e	-	poměrný vnější poloměr
r	J/kg/K	plynová konstanta
T	N	tah
T	K	termodynamická teplota
T_0	K	teplota v 0m MSA
T_{0c}	K	teplota před kompresorem
T_{1c}	K	teplota na vstupu do kompresoru
T_1	K	stagnační teplota na vstupu do kompresoru
T_{2c}	K	teplota na výstupu z kompresoru
T_2	K	stagnační teplota na výstupu z kompresoru
T_{pot}	N	potřebný tah
T_{max}	N	maximální tah
T_c	N	tah v cestovním režimu
T_h	N	horizontální tah
t	m	rozteč
u	m/s	obvodová rychlost
u_{1e}	m/s	obvodová rychlost na vnějším průměru
u_1	m/s	obvodová rychlost na středním průměru
V_0	m/s	rychlost letu
V_1	m/s	rychlost proudění protékajícího propulsořem
V_2	m/s	rychlost proudění daleko za propulsořem
v_1	m/s	indukovaná rychlost na propulsoru
v_2	m/s	indukovaná rychlost daleko za propulsořem
V_{hc}	m/s	horizontální cestovní rychlost
V_{hmax}	m/s	horizontální maximální rychlost
W_{ek}	J/kg	práce předaná proudu v kompresoru
$W_{výp}$	J/kg	výpočtová práce
w_1	m/s	relativní rychlost na vstupu do rotoru
w_2	m/s	relativní rychlost na výstupu z rotoru
w_{1u}	m/s	unášivá složka relativní rychlosti na vstupu

w_{2u}	m/s	unášivá složka relativní rychlosti na výstupu
w_{ma}	m/s	střední axiální rychlost
z	-	počet listů
α_1	°	úhel absolutní rychlosti na vstupu
α_2	°	úhel absolutní rychlosti na výstupu
β_1	°	úhel relativní rychlosti na vstupu
β_2	°	úhel relativní rychlosti na výstupu
$\Delta\beta$	°	ohnutí proudu
$\Delta\beta_k$	°	ohnutí proudu pro nestlačitelnou tekutinu
$\Delta\beta_k^*$	°	výpočtové ohnutí proudu pro nestlačitelnou tekutinu
β_{1k}^*	°	výpočtový úhel rel. rychlosti na vstupu pro nestl. tekutinu
β_{2k}^*	°	výpočtový úhel rel. rychlosti na výstupu pro nestl. tekutinu
η_{kc}	-	účinnost kompresoru
η_{mez}		koeficient ztrát třením
η_f		koeficient ztrát v mezeře
θ	°	úhel střední křivky profilu
κ	-	exponent adiabaty
ν	-	nábojový poměr
ζ	°	úhel nastavení profilu
π_{kc}	-	stlačení stupně
ρ_I	-	reakce prvního stupně
ρ_0	kg/m ³	hustota vzduchu v 0m MSA
ρ_1	kg/m ³	hustota vzduchu na vstupu do rotoru
ρ_2	kg/m ³	hustota vzduchu na výstupu z rotoru
ρ_m	kg/m ³	střední hustota
σ_v	-	součinitel tlakových ztrát na vstupu
σ_{st}	-	součinitel zachování tlaku ve statoru
φ_1	°	úhel tečný ke střední křivce profilu na vstupu
φ_2	°	úhel tečný ke střední křivce profilu na výstupu
ω	rad/s	úhlová rychlost

11 Literatura a zdroje

- [1] <http://cs.wikipedia.org/wiki/Vrtulník>
- [2] ALEXANDROV V. L. : Letecké vrtule, 1954
- [3] <http://www.aerodata.cz/cz/index.html> INVESTOR, 2007
- [4] КУРОЧКИН Ф. П.: Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой.
- [5] Policy for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) certification.
Advanced-Notice of Proposed Amendment (NPA) No 16/2005
- [6] Josef Růžek: Teorie leteckých motorů, 1979
- [7] J. Kocáb, J. Adamec: Letadlove motory,
- [8] F. Sekanina: Aerodynamický výpočet letadla, Praha 1944
- [9] NACA Report No. 824

12 Seznam příloh

PŘÍLOHA 1 – kompletní statistický přehled

PŘÍLOHA 2 – vyrenderované pohledy na sestavu

PŘÍLOHA 3 – výkres: sestava

PŘÍLOHA 4 – výkres: náboj vrtule

PŘÍLOHA 5 – výkres: motorové lože

PŘÍLOHA 1

Přehled typů a výrobců

Letoun						
	Značka	Typ	výrobce	stát	počet míst	Rok výroby
1	Pawnee	VZ-1 (first)	Hiller Aircraft	USA	1	1953
2	Pawnee	VZ-1 (second)	Hiller Aircraft	USA	1	1956
3	Pawnee	VZ-1E	Hiller Aircraft	USA	1	1958
4	Airgeep	VZ - 8P	Piasecky	USA	2	1958
5	Cypher		Sikorsky	USA	0	1980
6	MAV		Honeywell	USA	0	2000
7	OAV	I		USA	0	2000
8	Golden Eye	50		USA	0	2000
9	Golden Eye	80			0	2000
10	Golden Eye	100			0	2000
11	V-Bat		MLB co.	USA	0	2003

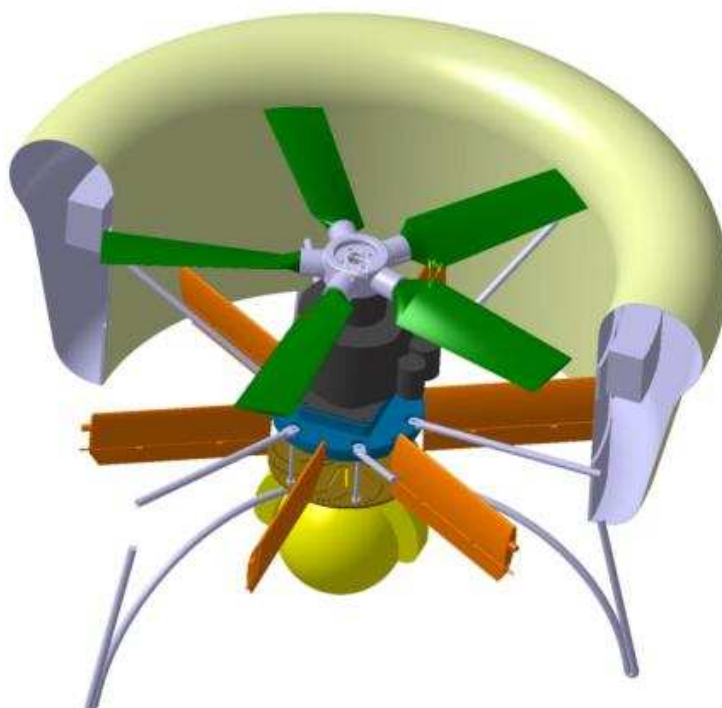
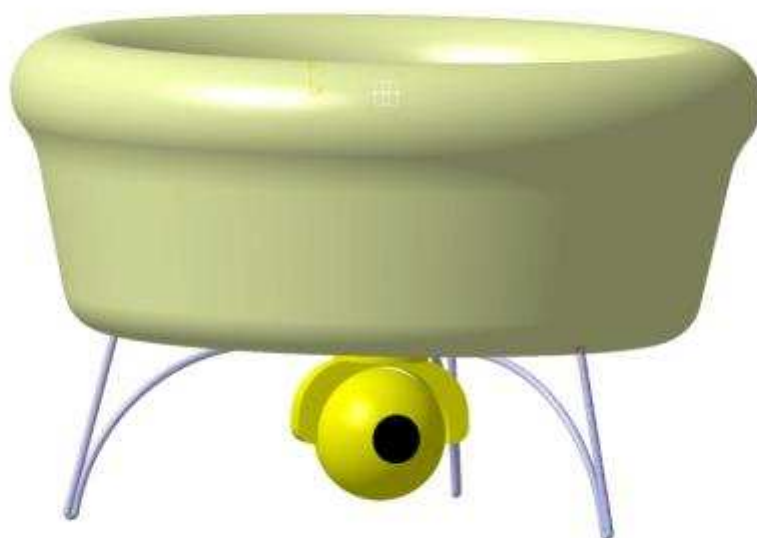
Přehled hlavních rozměrů a hmotností rotorových prostředků

	Počet nosných rotorů	Rozměry					Hmotnosti	
		průměr rotoru	Plocha rotoru	Max. Průměr (šířka)	Délka	Výška	Prázdná hmotnost	Max. vzl. Hmotnost
		[m]	[m ²]	[m]	[m]	[m]	[kg]	[kg]
1	2	1.52	1.815	2.5		2.1	167.8	245
2	2	2.44	4.676			2.39	210	300
3	2	2.44	4.676			2.87	255	345
4	2	2.26	4.011	2.87	7.95	2.03	835	1060
5	2	1.22	1.169	1.88		0.61		130
6	1	0.33	0.086				6.7	7.7
7	1	0.67	0.353				31.5	35
8	1		0.000					
9	1		0.000					
10	1		0.000					
11	1	0.61	0.292				25	31.8

Přehled výkonů rotorových prostředků

	Motor					Rychlost		Výkony	
	Počet	Druh	Značka	Typ	Celkový výkon	Vmax	stoupání	Dostup	Dolet
					[kW]	[km/h]	[m/s]	[m]	[km]
1	2	Pístový	Nelson	H-56 (30kW)	60	26		10	
2	3	Pístový	Nelson	H-56 (30kW)	90	26		10	
3	3	Pístový	Nelson	H-56 (30kW)	90	26		10	
4	2	Pístový	Lycoming	O-360-A2A	270	105		900	40
5	1	Wankel		AR-801	37	97		2400	90
6	1	Pístový			2.5	93	7.6	3200	
7	1	Vznětový				180		2400	2
8									
9									
10									
11	1	Pístový	3W	157cc	13.1			4572	

PŘÍLOHA 2



PŘÍLOHA 2

